

UNIVERSITÀ DI PISA
Scuola di Ingegneria
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale



Tesi di Laurea Magistrale

**Analisi CFD su profili aerodinamici:
modelli di transizione e rugosità superficiale**

Relatori:

Prof. Ing. Giovanni Lombardi

Ing. Marco Maganzi

Candidato:

Giacomo Dario Cusenza

Anno Accademico 2015-2016

A mia Madre, mio Padre, Chiara e Valeria.

Voi, che mi avete supportato e sopportato.

Sommario

Nel presente lavoro di tesi si realizza una campagna di simulazioni numeriche allo scopo di valutare le caratteristiche aerodinamiche di profili alari al variare delle condizioni di turbolenza e rugosità superficiale.

I risultati sono confrontati con i dati sperimentali e valutata la bontà della procedura. Ove i risultati non fossero soddisfacenti, sono state confrontate diverse opzioni di risoluzione fluidodinamica tramite opportuni modelli di transizione per una più fedele riproduzione della fisica del problema.

In particolare, con un approccio di tipo R.A.N.S., è analizzato un profilo *four-digit* NACA 4415 di cui sono valutate le curve di portanza e resistenza variando i parametri di Reynolds e rugosità superficiale con il modello di turbolenza $k-\varepsilon$ in condizioni stazionarie. Successivamente è analizzato lo stesso problema avvalendosi di un modello della famiglia $k-\omega$ ed una procedura semi-empirica adatti a stimare anche il punto di transizione. Sono valutati, inoltre, i punti di transizione e gli effetti di variazione di turbolenza del flusso base. Inoltre si analizza un profilo della famiglia *six-digit* NACA 65₍₁₎-212 al fine di valutare se le procedure utilizzate sono generalizzabili allo studio di tipologie di profilo differenti.

Le analisi CFD del flusso intorno ai singoli profili bidimensionali e le successive analisi sono condotte rispettivamente mediante i software STAR-CCM+ 8.04[®] e MATLAB R2014a[®].

Indice

Introduzione	1
1. Profili alari	3
2. Analisi del problema matematico	5
Sezione I, Analisi numerica del profilo NACA 4415	8
3. Profilo e definizione del dominio	9
3.1 Scelta del Profilo	9
3.2 Geometria profilo	9
3.3 Geometria del dominio.....	11
4. Condizioni al contorno	13
5. Griglia di calcolo	15
6. Controllo qualità della mesh	19
6.1 Face Validity	19
6.2 Volume Change.....	20
6.3 Angolo di Skewness	21
6.4 Chevron Quality Indicator.....	22
7. Modello fisico	24
8. Criterio di convergenza	26
9. Analisi dei risultati, NACA 4415	28
9.1 Dati, curve di portanza e resistenza.....	28
9.2 Effetti di turbolenza.....	36
9.3 Effetti di rugosità superficiale	40
9.4 Visualizzazioni	50

Sezione II, Modelli di transizione	61
10. Transizione laminare-turbolento, NACA 4415	62
10.1 Modello semi-empirico	62
10.2 Modello di transizione K-Omega - Gamma ReTheta.....	64
11. Risultati dei modelli di transizione	67
11.1 Dati, curve di portanza e di resistenza.....	67
11.2 Punto di Transizione.....	77
11.3 Effetto della turbolenza del flusso base.....	78
11.4 Visualizzazioni modelli di turbolenza.....	80
11.4.1 Modello semi-empirico	80
11.4.2 Modello K-Omega – Gamma ReTetha	88
Sezione III, Analisi numerica del profilo NACA 64₍₁₎-212	96
12. Geometria del profilo NACA 64₍₁₎-212	97
13. Analisi dei risultati, NACA 64₍₁₎-212	99
13.1 Analisi dei risultati, NACA 64 ₍₁₎ -212.....	99
13.2 Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212 con rugosità standard	108
13.3 Visualizzazioni Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	112
14. Conclusioni	122
Bibliografia	124

Indice delle figure

Figura 1.1. Profilo alare NACA 4415. Piper PA 28R Arrow	3
Figura 1.2. Profilo alare NACA 64 ₍₁₎ -212. Aermacchi SF-260 EU	4
Figura 2.1. Azioni aerodinamiche	5
Figura 3.1. Geometria del profilo	9
Figura 3.2. Sketch NACA 4415	11
Figura 3.3. Solido NACA 4415	11
Figura 3.4. Sketch del dominio	12
Figura 3.5. Solido del dominio	12
Figura 4.1. Condizioni al contorno del dominio	13
Figura 4.2. Condizioni al contorno del profilo	14
Figura 5.1. Mesh del dominio	17
Figura 5.2. Infittimento del profilo	17
Figura 5.3. Dettaglio Leading Edge	18
Figura 5.4. Dettaglio Trailing Edge	18
Figura 6.1. Face Validity	19
Figura 6.2. Verifica Face Validity	20
Figura 6.3. Volume Change	20
Figura 6.4. Verifica Volume Change	21
Figura 6.5. Skewness Angle	21
Figura 6.6. Verifica Skewness Angle	22
Figura 6.7. Chevron Quality	22
Figura 6.8. Verifica Chevron Quality	23
Figura 7.1. Impostazione del modello fisico	24
Figura 8.1. Convergenza dei residui	26
Figura 8.2. Convergenza del coefficiente di portanza	27
Figura 8.3. Convergenza del coefficiente di resistenza	27
Figura 9.1. NACA 4415, Grafico C_L - α , $Re = 3\,000\,000$	29
Figura 9.2. NACA 4415, Grafico C_L - C_D , $Re = 3\,000\,000$	29
Figura 9.3. NACA 4415, Grafico C_L - α , $Re = 6\,000\,000$	30
Figura 9.4. NACA 4415, Grafico C_L - C_D , $Re = 6\,000\,000$	31
Figura 9.5. NACA 4415, Grafico C_L - α , $Re = 9\,000\,000$	32
Figura 9.6. NACA 4415, Grafico C_L - C_D , $Re = 9\,000\,000$	32
Figura 9.7. NACA 4415, Effetto della turbolenza sulla curva C_L - α	33
Figura 9.8. NACA 4415, Dettaglio della curva C_L - α	33
Figura 9.9. NACA 4415, Effetto della turbolenza sulla curva C_L - C_D	34
Figura 9.10. NACA 4415, Dettaglio della curva C_L - C_D	34
Figura 9.11. Andamento iterativo del C_L	35
Figura 9.12. Andamento iterativo del C_D	35
Figura 9.13. Dettaglio C_L massimi	38
Figura 9.14. NACA 4415, Effetto della turbolenza sulla curva C_L - C_D	38
Figura 9.15. Dettaglio della curva C_L - C_D	39
Figura 9.16. Effetto del Reynolds sul C_L massimo	39
Figura 9.17. Effetto della turbolenza sul C_D minimo	40
Figura 9.18. NACA 4415, Effetto di rugosità standard sulla curva C_L - α	42

Figura 9.19. Effetto di rugosità standard sulla curva $C_L - C_D$	42
Figura 9.20. NACA 4415. Curva $C_L - \alpha$	44
Figura 9.21. NACA 4415. Curva $C_L - C_D$	44
Figura 9.22. Effetti di rugosità curva $C_L - \alpha$	46
Figura 9.23. Effetti di rugosità curva $C_L - C_D$	47
Figura 9.24. Dettaglio effetti di rugosità curva $C_L - C_D$	47
Figura 9.25. Effetti di estensione rugosità, curva $C_L - \alpha$	49
Figura 9.26. Effetti di estensione rugosità, curva $C_L - C_D$	49
Figura 9.27. NACA 4415. Alfa = 0°. Pressione assoluta lungo la corda.	50
Figura 9.28. NACA 4415. Alfa = 0°. Campo di pressione assoluta.....	51
Figura 9.29. NACA 4415. Alfa = 0°. Vettori velocità.	51
Figura 9.30. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio LE.	52
Figura 9.31. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio TE.	52
Figura 9.32. NACA 4415. Alfa = 4°. Pressione assoluta lungo la corda.	52
Figura 9.33. NACA 4415. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta.....	53
Figura 9.34. NACA 4415. Alfa = 4°. Vettori velocità.	53
Figura 9.35. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio LE.	54
Figura 9.36. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio TE.	54
Figura 9.37. NACA 4415. Alfa = 8°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.	55
Figura 9.38. NACA 4415. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta.....	55
Figura 9.39. NACA 4415. Alfa = 8°. Vettori velocità.	56
Figura 9.40. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio LE.	56
Figura 9.41. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio TE.	56
Figura 9.42. NACA 4415. Alfa = 12°. Pressione assoluta lungo la corda.	57
Figura 9.43. NACA 4415. Alfa = 12°. Campo di pressione assoluta.....	57
Figura 9.44. NACA 4415. Alfa = 12°. Vettori velocità.	58
Figura 9.45. NACA 4415. Alfa = 12°. Dettaglio LE.	58
Figura 9.46. NACA 4415. Alfa = 12°. Dettaglio TE.	58
Figura 9.47. NACA 4415. Alfa = 16°. Pressione assoluta lungo la corda.	59
Figura 9.48. NACA 4415. Alfa = 16°. Campo di pressione assoluta.....	59
Figura 9.49. NACA 4415. Alfa = 16°. Vettori velocità.	60
Figura 9.50. NACA 4415. Alfa = 16°. Dettaglio LE.....	60
Figura 9.51. NACA 4415. Alfa = 16°. Dettaglio TE.	60
Figura 10.1. Modello fisico laminare	62
Figura 10.2. Punto di transizione modello semi-empirico	63
Figura 10.3. Modello fisico k- ϵ con “turbulence suppression”	64
Figura 10.4. Punti di transizione modello di k- ω	65
Figura 10.5. Modello fisico k- ω	65
Figura 11.1. NACA 4415. Curva $C_L - C_D$, Reynolds = 3 000 000	68
Figura 11.2. NACA 4415. Dettaglio curva $C_L - C_D$, Reynolds = 3 000 000	68
Figura 11.3. NACA 4415. Curva $C_L - C_D$, Reynolds = 6 000 000	69
Figura 11.4. Dettaglio curva $C_L - C_D$, Reynolds = 6 000 000	70
Figura 11.5. NACA 4415. Curva $C_L - C_D$, Reynolds = 9 000 000	71
Figura 11.6. Dettaglio curva $C_L - C_D$, Reynolds = 9 000 000	71
Figura 11.7. NACA 4415. Curva $C_L - \alpha$, Reynolds 3 000 000.....	73
Figura 11.8. Dettaglio curva $C_L - \alpha$, Reynolds 3 000 000	73
Figura 11.9. Curva $C_L - \alpha$, Reynolds 6 000 000	74
Figura 11.10. Dettaglio curva $C_L - \alpha$, Reynolds 6 000 000	75

Figura 11.11. Curva C_L - α , Reynolds 9 000 000	76
Figura 11.12. Dettaglio curva C_L - α , Reynolds 9 000 000	76
Figura 11.13. Punto di transizione sul dorso	77
Figura 11.14. Punto di transizione sul ventre	78
Figura 11.15. Effetto della turbolenza del flusso base sulla curva C_L - C_D	79
Figura 11.16. NACA 4415. Alfa = 0°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico....	80
Figura 11.17. NACA 4415. Alfa = 0°. Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico	80
Figura 11.18. NACA 4415. Alfa = 0°. Vettori velocità. Modello semi-empirico.....	81
Figura 11.19. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico	81
Figura 11.20. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico	81
Figura 11.21. NACA 4415. Alfa = 4°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico....	82
Figura 11.22. NACA 4415. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico	82
Figura 11.23. NACA 4415. Alfa = 4°. Vettori velocità. Modello semi-empirico.....	83
Figura 11.24. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico	83
Figura 11.25. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico	83
Figura 11.26. NACA 4415. Alfa = 8°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico....	84
Figura 11.27. NACA 4415. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico	84
Figura 11.28. NACA 4415. Alfa = 8°. Vettori velocità. Modello semi-empirico.....	85
Figura 11.29. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico	85
Figura 11.30. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico	85
Figura 11.31. NACA 4415. Alfa = 14°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico...	86
Figura 11.32. NACA 4415. Alfa = 14°. Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico	86
Figura 11.33. NACA 4415. Alfa = 14°. Vettori velocità. Modello semi-empirico.....	87
Figura 11.34. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico	87
Figura 11.35. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico	87
Figura 11.36. NACA 4415. Alfa = 0°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello Gamma ReTetha. 88	
Figura 11.37. NACA 4415. Alfa = 0°. Campo di pressione assoluta. Modello Gamma ReTetha.	88
Figura 11.38. NACA 4415. Alfa = 0°. Vettori velocità. Modello Gamma ReTetha.....	89
Figura 11.39. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.	89
Figura 11.40. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.	89
Figura 11.41. NACA 4415. Alfa = 4°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello Gamma ReTetha. 90	
Figura 11.42. NACA 4415. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta. Modello Gamma ReTetha.	90
Figura 11.43. NACA 4415. Alfa = 4°. Vettori velocità. Modello Gamma ReTetha.....	91
Figura 11.44. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio LE. Modello Gamma ReTetha.....	91
Figura 11.45. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio TE. Modello Gamma ReTetha.....	91
Figura 11.46. NACA 4415. Alfa = 8°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello Gamma ReTetha. 92	
Figura 11.47. NACA 4415. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta. Modello Gamma ReTetha.	92
Figura 11.48. NACA 4415. Alfa = 8°. Vettori velocità. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.....	93
Figura 11.49. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.	93
Figura 11.50. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.	93
Figura 11.51. NACA 4415. Alfa = 14°. Pressione assoluta lungo la corda. Modello Gamma ReTetha. 94	
Figura 11.52. NACA 4415. Alfa = 14°. Campo di pressione assoluta. Modello Gamma ReTetha.	94
Figura 11.53. NACA 4415. Alfa = 14°. Vettori velocità. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.....	95
Figura 11.54. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.	95
Figura 11.55. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.	95
Figura 13.1. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - α ,	100
Figura 13.2. Dettaglio curva C_L - α	100
Figura 13.3. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - C_D	101

Figura 13.4. Dettaglio curva C_L - C_D	102
Figura 13.5. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - α	103
Figura 13.6. Dettaglio curva C_L - α	103
Figura 13.7. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - C_D	104
Figura 13.8. Dettaglio curva C_L - C_D	105
Figura 13.9. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - α	106
Figura 13.10. Dettaglio curva C_L - α	106
Figura 13.11. NACA 64(1)-212. Curva C_L - C_D	107
Figura 13.12. Dettaglio curva C_L - C_D	108
Figura 13.13. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - α	109
Figura 13.14. Dettaglio curva C_L - α	110
Figura 13.15. NACA 64 ₍₁₎ -212. Curva C_L - C_D	110
Figura 13.16. Dettaglio curva C_L - C_D	111
Figura 13.17. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 0°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.....	112
Figura 13.18. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 0°. Campo di pressione assoluta.	112
Figura 13.19. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 0°. Vettori velocità.	113
Figura 13.20. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 0°. Dettaglio LE.	113
Figura 13.21. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 0°. Dettaglio TE.	113
Figura 13.22. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 4° . Andamento pressione assoluta lungo la corda.....	114
Figura 13.23. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta.	114
Figura 13.24. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 4°. Vettori velocità.	115
Figura 13.25. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 4°. Dettaglio LE.	115
Figura 13.26. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 4°. Dettaglio TE.	115
Figura 13.27. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 8°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.....	116
Figura 13.28 NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta.	116
Figura 13.29. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 8°. Vettori velocità.	117
Figura 13.30. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 8°. Dettaglio LE.	117
Figura 13.31. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 8°. Dettaglio TE.	117
Figura 13.32. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 12°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.....	118
Figura 13.33. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 12°. Campo di pressione assoluta.	118
Figura 13.34. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 12°. Vettori velocità.	119
Figura 13.35. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 12°. Dettaglio LE.	119
Figura 13.36. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 12°. Dettaglio TE.	119
Figura 13.37. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 16°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.....	120
Figura 13.38. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 16°. Campo di pressione assoluta.	120
Figura 13.39. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 16°. Vettori velocità.	121
Figura 13.40. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 16°. Dettaglio LE.	121
Figura 13.41. NACA 64 ₍₁₎ -212. Alfa = 16°. Dettaglio TE.	121

Indice delle tabelle

Tabella 3-1. Dati geometrici, profilo NACA 4415	9
Tabella 3-2. Coordinate profilo NACA 4415.....	10
Tabella 5-1. Parametri della mesh.....	16
Tabella 5-2. Infittimento sul profilo	16
Tabella 5-3. Infittimento della scia	17
Tabella 7-1. Valori di velocità al corrispondente Reynolds	25
Tabella 7-2. Parametri del modello fisico	25
Tabella 9-1. NACA 4415, risultati numerici, $Re = 3\,000\,000$	28
Tabella 9-2. NACA 4415, Risultati numerici $Re = 6\,000\,000$	30
Tabella 9-3. NACA 4415, Risultati numerici $Re = 9\,000\,000$	31
Tabella 9-4. NACA 4415, Section Lift Coefficient al variare di Reynolds	37
Tabella 9-5. NACA 4415, Section Drag Coefficient al variare di Reynolds	37
Tabella 9-6. NACA 4415, Effetto della rugosità standard	41
Tabella 9-7. NACA 4415. Risultati numerici e sperimentali, rugosità standard.....	43
Tabella 9-8. Section Lift Coefficient con rugosità variabile	45
Tabella 9-9. Section Drag Coefficient con rugosità variabile	46
Tabella 9-10. NACA 4415, Effetti di estensione rugosità	48
Tabella 11-1. Risultati numerici C_D con modelli di transizione, $Reynolds = 3\,000\,000$	67
Tabella 11-2. Risultati numerici C_D con modelli di transizione, $Reynolds = 6\,000\,000$	69
Tabella 11-3. Risultati numerici C_D con modelli di transizione, $Reynolds = 9\,000\,000$	70
Tabella 11-4. Confronto C_L con modelli di transizione, $Reynolds = 3\,000\,000$	72
Tabella 11-5. Confronto C_L con modelli di transizione, $Reynolds = 6\,000\,000$	74
Tabella 11-6. Confronto C_L con modelli di transizione, $Reynolds = 9\,000\,000$	75
Tabella 11-7. Punti di transizione	77
Tabella 11-8. Risultati numerici, effetti di turbolenza flusso base.....	79
Tabella 12-1. Dati geometrici, profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	97
Tabella 12-2. Coordinate del profilo NACA 64 ₍₁₎ -212.	98
Tabella 13-1. NACA 64 ₍₁₎ -212 Section Lift Coefficient, $Reynolds = 3\,000\,000$	99
Tabella 13-2. NACA 64 ₍₁₎ -212 Section Drag Coefficient, $Reynolds = 3\,000\,000$	101
Tabella 13-3. NACA 64 ₍₁₎ -212 Section Lift Coefficient, $Reynolds = 6\,000\,000$	102
Tabella 13-4. NACA 64 ₍₁₎ -212 Section Drag Coefficient, $Reynolds = 6\,000\,000$	104
Tabella 13-5. NACA 64 ₍₁₎ -212 Section Lift Coefficient, $Reynolds = 9\,000\,000$	105
Tabella 13-6. NACA 64 ₍₁₎ -212 Section Drag Coefficient, $Reynolds = 9\,000\,000$	107
Tabella 13-7. NACA 64 ₍₁₎ -212. Effetto di rugosità superficiale	109

Introduzione

Negli ultimi anni il progresso tecnologico ha permesso un esponenziale incremento delle risorse computazionali nell'ambito dell'analisi fluidodinamica. Se fino a qualche decennio fa, infatti, la sperimentazione fisica nelle gallerie del vento era per distacco l'approccio migliore per lo studio dei profili alari, recentemente l'analisi CFD (*Computational Fluid Dynamics*) rappresenta un valido supporto alla progettazione con notevoli vantaggi. Oltre a complementare studi sperimentali e teorici, la CFD permette di analizzare sistemi fisicamente difficili da riprodurre, valutare grandezze non misurabili direttamente oltre che ridurre i tempi di progettazione.

L'approccio numerico nella fase iniziale del progetto ha il notevole vantaggio di poter analizzare numerosi casi per diverse configurazioni in tempi adeguati; la simulazione numerica deve, perciò, garantire risposte il più coerenti possibili con la realtà. Il corrente studio si prefigge la risoluzione delle equazioni di "Eulero Navier-Stokes" con un approccio di tipo R.A.N.S. (Reynolds Avaraged Navier-Stokes) e la coerenza dei risultati è legata ad una corretta rappresentazione del fenomeno fisico attraverso un opportuno modello di turbolenza.

Avvalendoci di questi strumenti il seguente lavoro in fase iniziale si propone di:

- Valutare gli effetti della variazione del Reynolds di progetto sulla curva di portanza e sulla polare del profilo NACA 4415
- Valutare gli effetti di una rugosità posta al bordo d'attacco sulla curva di portanza e sulla polare del profilo NACA 4415
- Confrontare i risultati ottenuti con i dati sperimentali

La seconda fase dello studio nasce dalla necessità di dover limare il più possibile gli scostamenti dei risultati numerici con quelli sperimentali dovuti agli errori di modello. A tal fine è stato implementato un modello di calcolo che tenesse in considerazione gli effetti dovuti dalla transizione laminare-turbolento del flusso sul profilo. Successivamente, i medesimi modelli di simulazione numerica sono stati applicati al profilo NACA 64₍₁₎-212 e confrontati con i corrispondenti dati sperimentali per valutare se effettivamente le procedure utilizzate fossero generalizzabili a più tipologie di profili.

Infine, il lavoro si conclude, oltre che con un'analisi dei risultati ottenuti, con una descrizione delle differenze riscontrate tra i modelli utilizzati, sia sul piano strettamente numerico, che per tempi di calcolo e di programmazione.

Capitolo 1

Profili alari

Le superfici portanti rivestono un ruolo fondamentale nell'ambito della progettazione dei velivoli da trasporto. A partire da una specifica di missione, infatti, le prime fasi di progettazione sono centrate sulla realizzazione di ala e di impennaggi. In particolare dovranno generare una azione portante tale da equilibrare il peso del velivolo e garantirne la manovrabilità. In secondo luogo le azioni di resistenza che si generano dovranno essere ridotte al minimo al fine di rendere il velivolo economicamente sostenibile; si pensi infatti che, in fase di crociera, il peso di carburante necessario allo svolgimento della missione è pressoché proporzionale alla resistenza: una riduzione di resistenza comporta una riduzione di peso di combustibile e quindi un risparmio complessivo.



Figura 1.1. Profilo alare NACA 4415. Piper PA 28R Arrow

Lo studio di superfici portanti tridimensionali, quali ali, coda orizzontale e verticale, parte dall'analisi delle sezioni bidimensionali con lo studio delle caratteristiche aerodinamiche. Non essendo possibile risolvere analiticamente il problema si ricorrono a vie alternative quali la sperimentazione in galleria del vento o analisi numeriche. Si consideri inoltre che è

economicamente svantaggioso realizzare troppi prototipi “*full-scale*” per cui una corretta analisi del profilo alare è fondamentale per la predizione delle prestazioni delle superfici portanti e, di conseguenza, della configurazione completa del velivolo.



Figura 1.2. Profilo alare NACA 64₍₁₎-212. Aermacchi SF-260 EU

Oltre che in ambito commerciale e militare, lo studio dei profili alari riscuote notevole interesse anche ai fini della ricerca, trattandosi di mezzi di trasporto relativamente recenti e quindi con notevoli margini di miglioramento.

In definitiva, uno studio accurato dei fenomeni che coinvolgono la fisica di questo problema risulta sempre utile, non solo per lo stato attuale di progettazione ma anche per sviluppi futuri, per il progredire dello sviluppo tecnologico e di nuove soluzioni costruttive.

Capitolo 2

Analisi del problema matematico

Si consideri un generico profilo alare bidimensionale di cui ci si propone di calcolare le caratteristiche aerodinamiche. Le prestazioni del suddetto profilo di riassumono in portanza, resistenza e momento come illustrato in fig. 2.1.

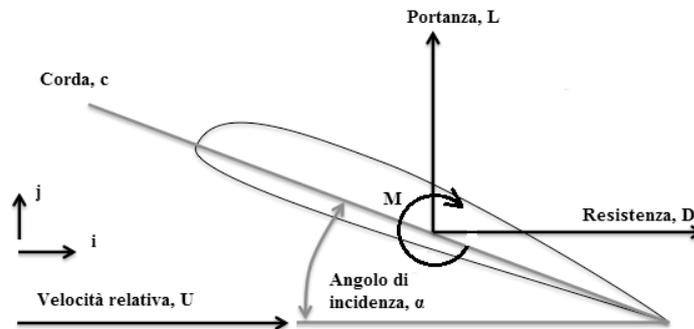


Figura 2.1. Azioni aerodinamiche

Al fine di conoscere le forze agenti sul profilo è necessario che sia nota la distribuzione di pressione e ciò non può prescindere dalla risoluzione del sistema di equazioni di Navier-Stokes (Buresti, 2012).

Equazioni fondamentali:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \text{grad } \rho + \rho \text{ div } \mathbf{V} = 0, \quad \text{Bilancio di massa}$$

$$\rho \left(\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \text{grad } \mathbf{V} \right) + \rho \text{ div } \boldsymbol{\tau} = \rho \mathbf{f} - \text{grad } p + \text{div } \boldsymbol{\tau}, \quad \text{Bilancio di quantità moto}$$

$$\rho \left(\frac{\partial e}{\partial t} + \mathbf{V} \cdot \text{grad } e \right) = -p \text{ div } \mathbf{V} + \Phi - \text{div } \mathbf{q}, \quad \text{Bilancio dell'energia}$$

Equazioni costitutive:

$$p = p(\rho, T),$$

$$e = e(\rho, T),$$

$$\mathbf{q} = -k \text{ grad } T,$$

$$\tau_{ik} = -\frac{2}{3} \mu \text{ div } \mathbf{V} \delta_{ik} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} + \frac{\partial u_k}{\partial x_i} \right).$$

Si ricorda che le precedenti equazioni sono valide sotto l'ipotesi di fluido considerato come mezzo continuo, Newtoniano, di Fourier ed in equilibrio termodinamico. Per chiudere il problema è necessario anche imporre le condizioni iniziali e le condizioni al contorno. In particolare in corrispondenza del profilo solido si considera:

$$\vec{V}_{rel}|_{wall} = 0, \text{ per la condizione di aderenza sul profilo,}$$

$$T|_{wall} = T_{wall}, \text{ si approssima l'equilibrio termodinamico come istantaneo.}$$

Purtroppo le equazioni di Navier-Stokes non sono di facile risoluzione poiché non lineari e accoppiate, per cui le soluzioni in forma chiusa esistono ma solo per pochi semplici casi e di scarso interesse ingegneristico.

Nella risoluzione di casi più complessi si può ricorrere all'utilizzo delle RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes), considerando le grandezze di un flusso turbolento composto da una grandezza base statisticamente stazionaria più una componente fluttuante. Per una generica grandezza p si avrà che:

$$p(x, y, z, t) = \bar{p}(x, y, z, t) + p'(x, y, z, t)$$

per cui il sistema di equazioni di Navier-Stokes può essere riscritto nella maniera seguente:

$$div \bar{\vec{V}} = 0,$$

$$\frac{\partial \bar{\vec{V}}}{\partial t} + \bar{\vec{V}} \cdot grad \bar{\vec{V}} = -\frac{1}{\rho} grad \bar{p} + \nu \nabla^2 \bar{\vec{V}} + div \bar{\vec{R}e},$$

Si noti che nello specifico caso di analisi di un profilo alare è stata effettuata l'ipotesi di flusso stazionario e incomprimibile, utile anche a escludere l'influenza degli effetti di comprimibilità nel presente studio. Si noti anche che in tal modo è stato possibile disaccoppiare l'equazione di bilancio di massa e di quantità di moto dal bilancio dell'energia.

Le equazioni di Navier-Stokes mediate non sono rappresentative degli effetti locali della turbolenza, per cui è necessario aggiungere delle equazioni al fine di chiudere il problema matematico. Le famiglie di equazioni che descrivono questi effetti locali rientrano nella categoria di modelli di turbolenza. La scelta del modello di turbolenza del studio verrà effettuata e discussa nelle fasi successive.

Una volta impostato e risolto il problema è possibile ricavare le distribuzioni di pressione e ricavare portanza e resistenza delle espressioni:

$$L = \int_S -(p - p_\infty) \vec{n} \cdot \vec{j} dS + \int_S \tau \vec{t} \cdot \vec{j} dS,$$

$$D = \int_S -(p - p_\infty) \vec{n} \cdot \vec{i} dS + \int_S \tau \vec{t} \cdot \vec{i} dS,$$

Al fine di rendere i risultati indipendenti dalla pressione dinamica, superficie di riferimento e corda si usa esprimere le suddette grandezze secondo i corrispondenti parametri adimensionali:

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

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

Sezione I, Analisi numerica del profilo NACA 4415

La presente sezione si focalizzerà sull'analisi numerica del profilo NACA 4415. Le caratteristiche aerodinamiche del suddetto profilo saranno analizzate avvalendosi del codice di calcolo STAR-CCM+ 8.04[®]. In primo luogo saranno costruite le curve C_L - α e la polare valutando gli effetti di incrementi di turbolenza tramite la variazione del Reynolds su un profilo totalmente "smooth", privo di imperfezioni; sarà valutato uno spettro di Reynolds sufficientemente rappresentativo dell'intera missione del profilo (Reynolds = 1÷18 milioni). Successivamente si valuteranno gli effetti di una rugosità sul bordo d'attacco del profilo; a partire da una condizione di rugosità standard¹ si analizzeranno gli effetti di una maggiore estensione sulla superficie e diverse intensità.

¹ La rugosità standard si estende sulla superficie fino all'8% della corda dal bordo di attacco e con $R_a = 0.0011$ inches, inteso come il valore medio dei valori assoluti degli scostamenti rispetto alla linea media della superficie (Rif [1])

Capitolo 3

Profilo e definizione del dominio.

3.1 Scelta del Profilo

La scelta del profilo NACA 4415 non è casuale ma risultato di una selezione preliminare. Si è scelto un profilo della famiglia *four-digit* poiché tra i più analizzati in ambito sperimentale e di cui si possiedono più dati in letteratura tecnica. Lo spessore percentuale $t/c= 15\%$ lo classifica tra profili di medio spessore; per tale valore di spessore, in concomitanza con la freccia massima posta al 40% della corda, è lecito prevedere uno comportamento graduale allo stallo.

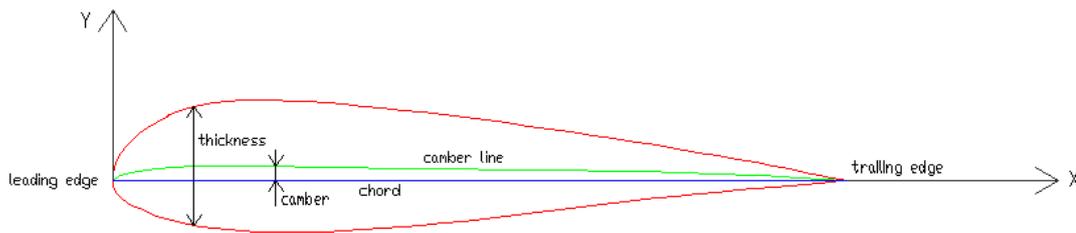


Figura 3.1. Geometria del profilo

Airfoil NACA 4415	
Chord (c)	1 m
Maximum thickness (t)	0.15 c
Maximum thickness position	0.31 c
Maximum camber	0.04 c
Maximum camber position	0.40 c

Tabella 3-1. Dati geometrici, profilo NACA 4415

3.2 Geometria profilo

Le coordinate del profilo sono riportate in tabella 3.1, e forniscono la geometria in esame. Creando un file.dat, con le coordinate del profilo, si genera il solido di partenza.

Profilo NACA 4415			
x/c upper	y/c upper	x/c lower	y/c lower
1	0.001561	0.002337	-0.00657
0.999244	0.001864	0.006586	-0.012561
0.996355	0.002769	0.012714	-0.017973
0.99155	0.004265	0.020682	-0.022806
0.984846	0.006335	0.030445	-0.027066
0.976264	0.008953	0.041948	-0.030758
0.965835	0.012088	0.055136	-0.033892
0.953593	0.015704	0.069944	-0.03648
0.939581	0.01976	0.086308	-0.038538
0.923847	0.024209	0.104156	-0.040087
0.906446	0.029004	0.123416	-0.04115
0.887441	0.03409	0.144015	-0.041757
0.866898	0.039416	0.165875	-0.041941
0.844894	0.044924	0.188919	-0.041743
0.821507	0.050559	0.213069	-0.041205
0.796825	0.056264	0.238243	-0.040374
0.77094	0.061982	0.26436	-0.039302
0.74395	0.067657	0.291336	-0.038042
0.715957	0.073233	0.319085	-0.03665
0.687068	0.078654	0.34752	-0.035184
0.657397	0.083868	0.37655	-0.033697
0.627058	0.088822	0.406208	-0.032241
0.596171	0.093464	0.436748	-0.030697
0.56486	0.097747	0.46756	-0.029028
0.533251	0.101623	0.49853	-0.02727
0.50147	0.105048	0.52954	-0.025459
0.469649	0.107982	0.560473	-0.023627
0.437919	0.110387	0.59121	-0.021801
0.406411	0.112232	0.621632	-0.020006
0.37476	0.113401	0.65162	-0.018262
0.343463	0.113698	0.681056	-0.016586
0.31279	0.113117	0.709823	-0.014988
0.282885	0.11167	0.737804	-0.013479
0.253887	0.109378	0.764887	-0.012062
0.22593	0.106276	0.79096	-0.010742
0.199146	0.102407	0.815917	-0.009519
0.173657	0.097826	0.839654	-0.008392
0.149578	0.092593	0.86207	-0.007359
0.127017	0.086781	0.883073	-0.006418
0.106071	0.080464	0.902571	-0.005566
0.086827	0.073724	0.920481	-0.0048
0.069365	0.066644	0.936726	-0.004117
0.053749	0.059307	0.951234	-0.003518
0.040037	0.051795	0.963941	-0.002999
0.028275	0.044187	0.974792	-0.00256
0.018499	0.036555	0.983737	-0.002201
0.010734	0.028966	0.990737	-0.001921
0.004999	0.021476	0.99576	-0.001721
0.0013	0.014131	0.998783	-0.001601
0.000364	0.006965	0.999792	-0.001561

Tabella 3-2. Coordinate profilo NACA 4415

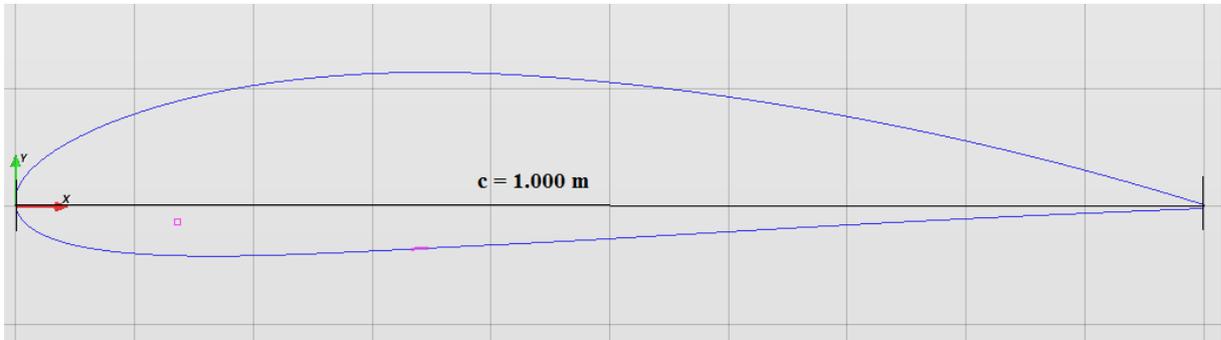


Figura 3.2. Sketch NACA 4415

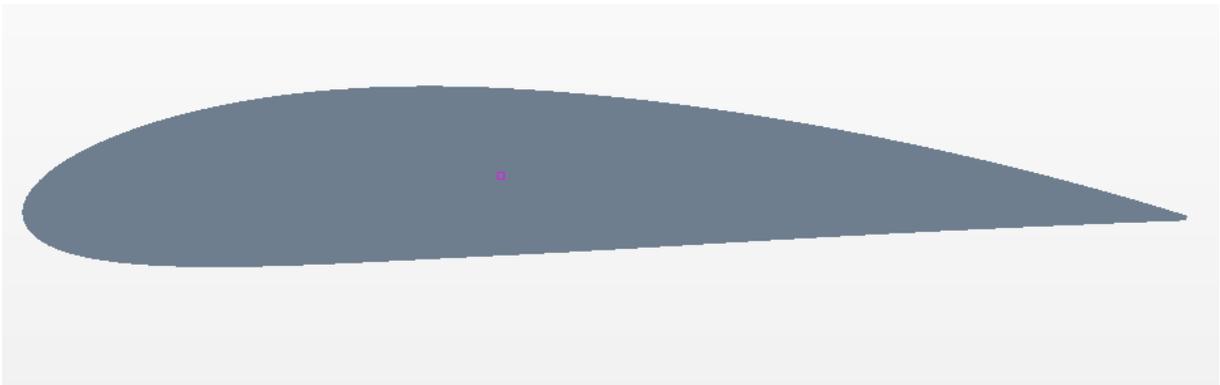


Figura 3.3. Solido NACA 4415

3.3 Geometria del dominio.

Il dominio di calcolo prescelto ha la tipica forma a “bullet”. Il modello è stato posizionato, come da figura precedente, nell’origine degli assi x, y. Si riporta in uno schema del dominio di calcolo e le dimensioni.

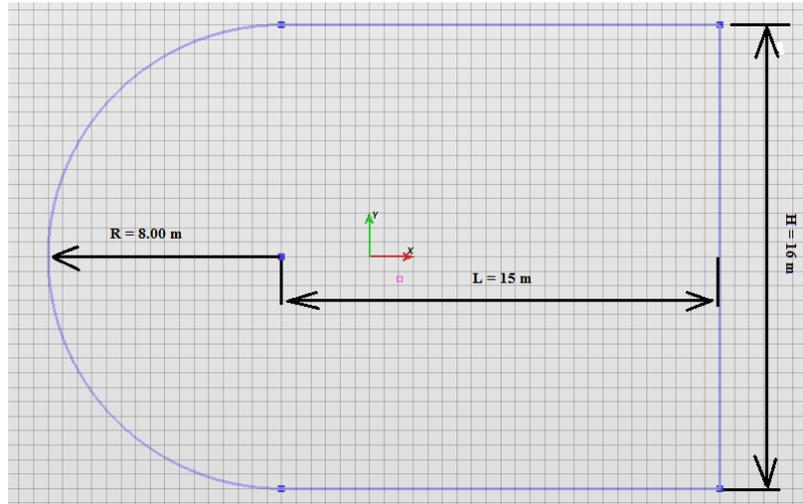


Figura 3.4. Sketch del dominio

Così come per il profilo alare, se ne genera il solido corrispondente. Per realizzare il dominio di calcolo della CFD è necessario effettuare l'operazione booleana di sottrazione del solido "profilo" dal solido "dominio" ottenendo infine il solido definito in figura.

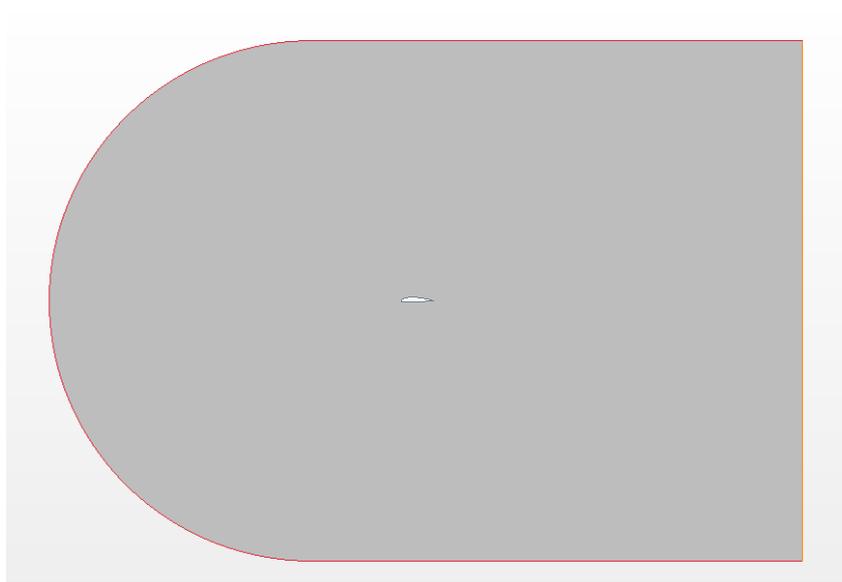


Figura 3.5. Solido del dominio

Capitolo 4

Condizioni al contorno

Il flusso sarà direzionato da sinistra verso destra per cui i bordi esterni sinistro, superiore e inferiore sono stati considerati “*Velocity-Inlet*”, inteso come flusso indisturbato. Il bordo esterno destro è settato su “*Pressure Outlet*”. In corrispondenza del profilo si imposta la boundary “*Wall*”.

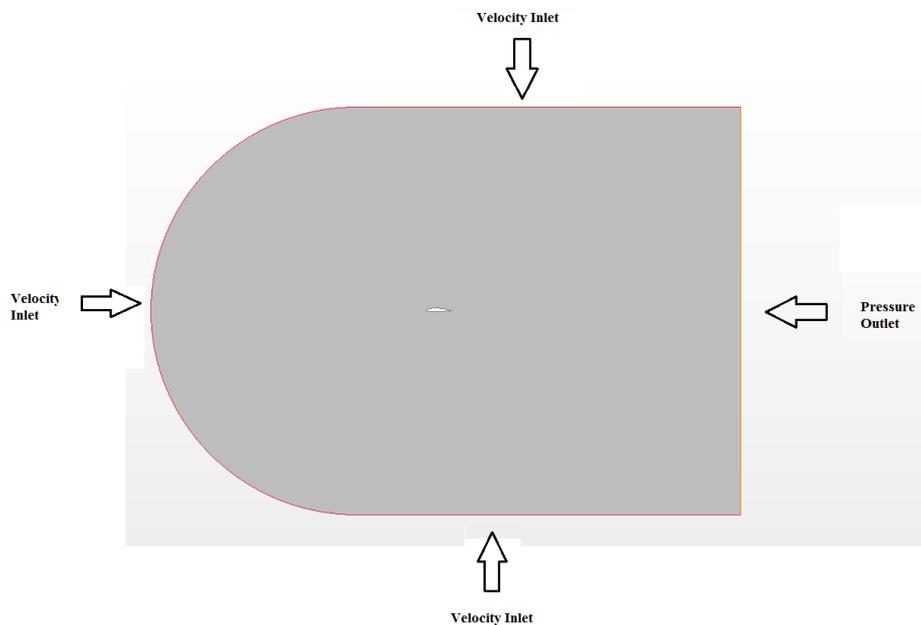


Figura 4.1. Condizioni al contorno del dominio

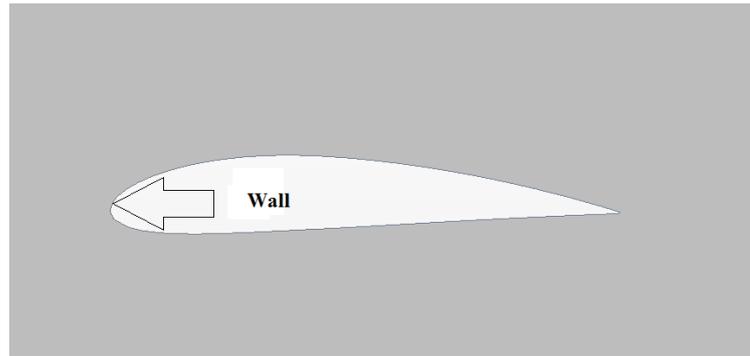


Figura 4.2. Condizioni al contorno del profilo

Si noti che le *boundary* inferiore e superiore non sono state impostati come “Symmetry Plane” per tener conto delle asimmetrie dovute alle diverse condizioni di incidenza.

Capitolo 5

Griglia di calcolo

Al fine di eseguire un'analisi numerica è necessario suddividere il dominio in celle di calcolo, all'interno delle quali il codice risolverà e itererà la soluzione del problema matematico di partenza. Il modello di griglia utilizzato è di tipo strutturato con celle quadrangolari. La griglia viene infittita gradualmente avvicinandosi al profilo, in corrispondenza del quale verrà anche realizzato un *Prism Layer* al fine di ottenere una accurata valutazione degli effetti dovuti dallo strato limite in prossimità della parete. Il *Prism Layer* quindi avrà lo spessore dello strato limite previsto, stimabile attraverso le equazioni semi-empiriche di Blasius². Si ricordi che nelle suddette formule, lo spessore dello strato limite è funzione dell'ascissa in corda; al fine di una adeguata rappresentazione si è scelta l'intera corda come lunghezza di riferimento per la determinazione dello strato limite. Inoltre lo spessore diminuisce all'aumentare del Reynolds, per cui è stato stimato per Reynolds 1 milione (spessore massimo) e mantenuta la medesima impostazione anche per i valori successivi crescenti. Nella griglia di calcolo viene anche implementata una scia su cui è necessaria qualche considerazione sulla sua costruzione. Per valutare gli effetti di scia infatti si può optare tra due soluzioni: la prima prevede la generazione di un infittimento conico con vertice al *Trailing Edge* che racchiuda la scia per ogni valore di incidenza; la seconda soluzione prevede che per ogni incidenza si aggiorni l'angolo di scia generando di volta in volta una nuova mesh. Al fine di economizzare la mesh, realizzando solo gli infittimenti strettamente necessari, si è scelto di aggiornare costantemente la scia poiché i tempi di risoluzione di mesh conica sono notevolmente superiori rispetto alla generazione di una nuova griglia, considerando soprattutto che non si riscontrano differenze nei risultati.

E' stata effettuata preliminarmente un'analisi di sensibilità al variare del numero di celle nella griglia di calcolo, in modo da individuarne una sufficientemente rada, ma tale da non

² L'equazione semi-empirica di Blasius stima lo spessore dello strato limite turbolento dall'espressione seguente: $\delta = \frac{0.37 x}{\sqrt{Re}}$

commettere errori qualitativi sulla tipologia di flusso calcolato. In base a tale analisi è stato stimato che un numero adeguato di celle possa essere un numero non superiore a 390 000.

Una volta definita e realizzata la mesh di volume, ci si riconduce al problema bidimensionale tramite l'opportuno comando "*Convert in 2D*".

Si riportano nelle tabelle seguenti i valori assunti dai principali parametri da cui dipende la griglia di calcolo.

Reference Values Mesh	
<i>Base Size</i>	<i>0.1 m</i>
<i>Surface Curvature</i>	<i>36</i>
<i>Surface Growth Rate</i>	<i>1.03</i>
<i>Template Growth Rate</i>	<i>Very Slow</i>
<i>Density</i>	<i>1.0</i>
<i>Growth Factor</i>	<i>1.3</i>
<i>Blending Factor</i>	<i>1.0</i>

Tabella 5-1. Parametri della mesh

Mesh Values Profilo	
<i>Boundary Growth Rate</i>	<i>Very Slow</i>
<i>Number of Prism Layers</i>	<i>50</i>
<i>Prism Layer Stretching</i>	<i>1.1</i>
<i>Prism Layer Thickness</i>	<i>0.023 m</i>
<i>Minimum Surface Size</i>	<i>0.0005 m</i>
<i>Target Surface Size</i>	<i>0.002</i>

Tabella 5-2. Infittimento sul profilo

Trimmer Wake Refinement	
<i>Boundary Growth Rate</i>	<i>Very Slow</i>
<i>Distance</i>	<i>10 m</i>
<i>Absolute Size</i>	<i>0.005 m</i>
<i>Prism Layer Thickness</i>	<i>0.023 m</i>
<i>Minimum Surface Size</i>	<i>0.0005 m</i>
<i>Boundary Growth Rate</i>	<i>Very Slow</i>
<i>Wake Direction (i)</i>	$i = \alpha/2$

Tabella 5-3. Infittimento della scia

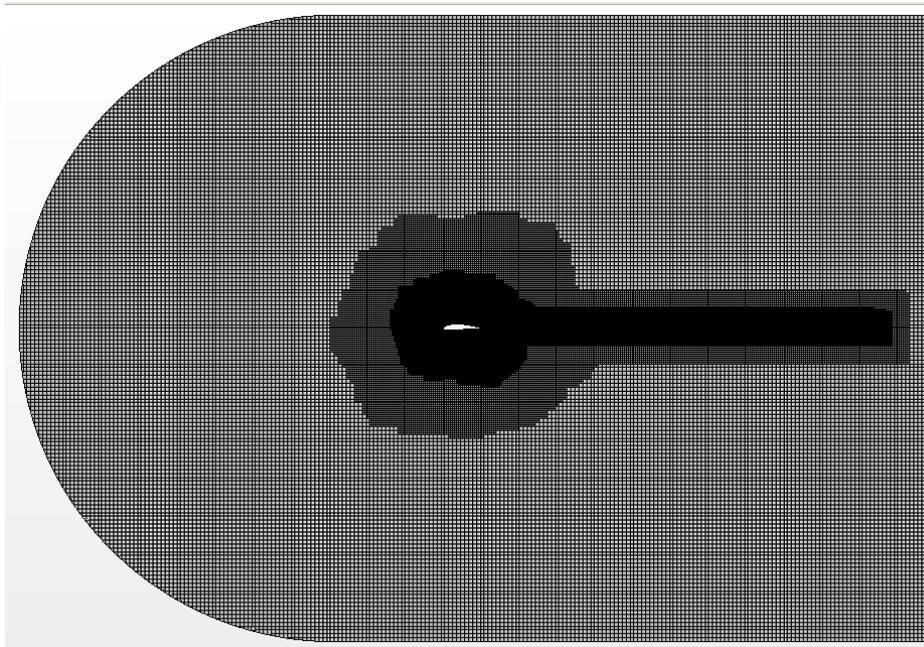


Figura 5.1. Mesh del dominio

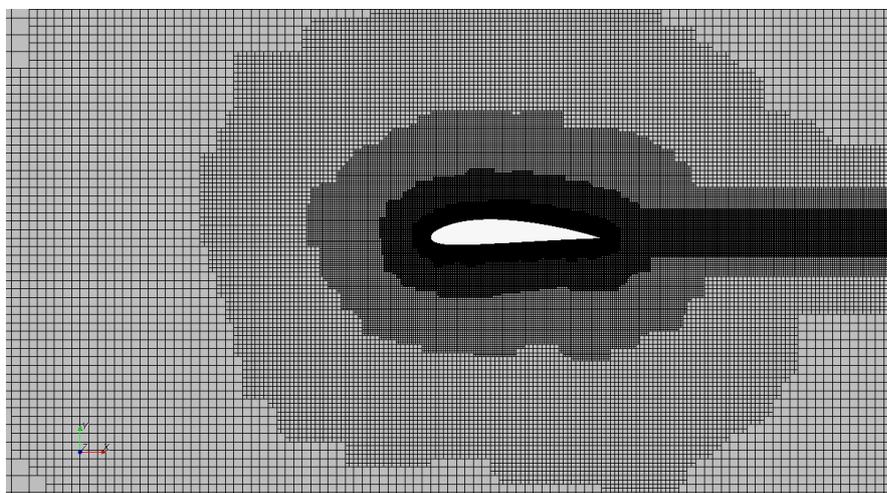


Figura 5.2. Infittimento del profilo

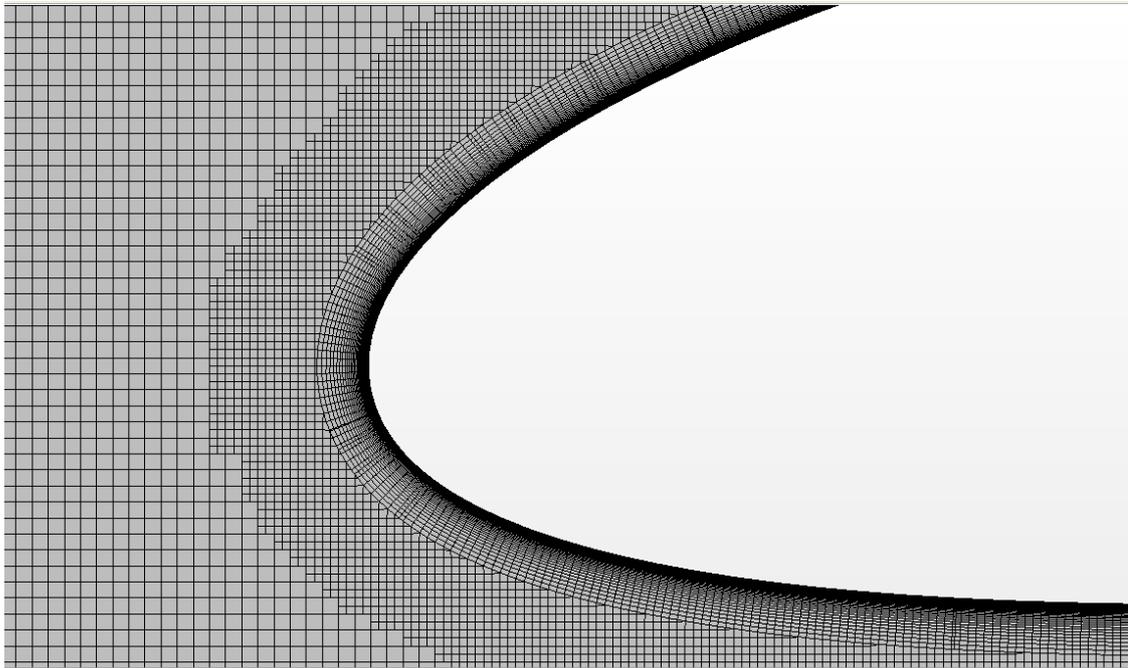


Figura 5.3. Dettaglio Leading Edge

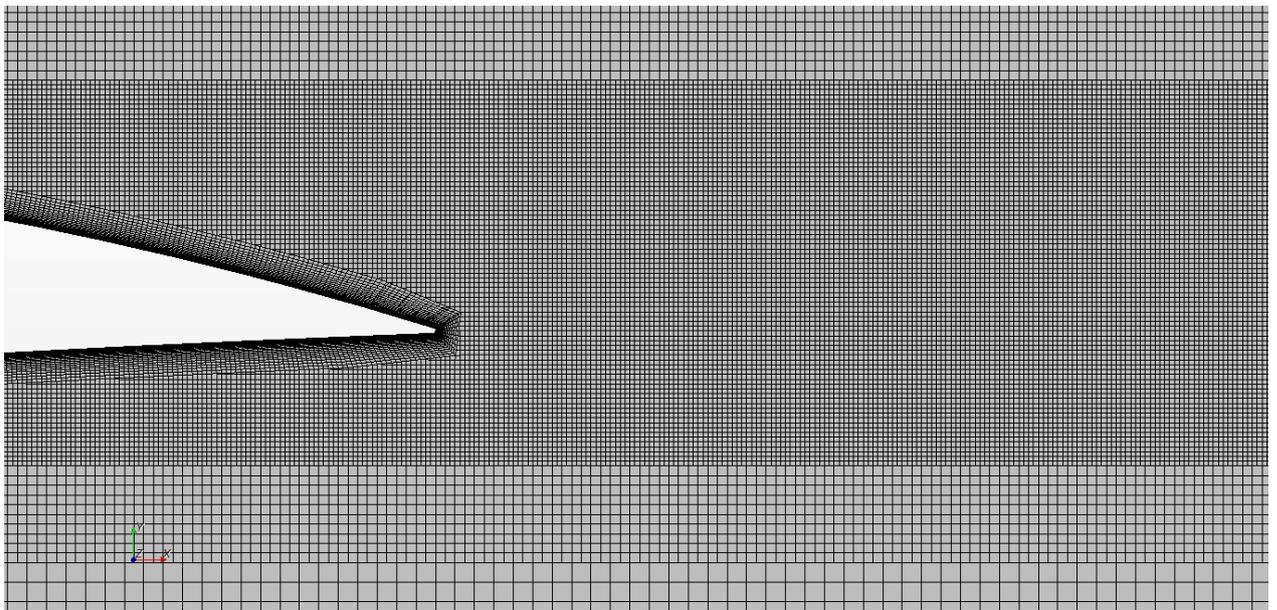


Figura 5.4. Dettaglio Trailing Edge

Capitolo 6

Controllo qualità della mesh

Al fine di non incorrere in grossolani errori di calcolo ed instabilità della soluzione è necessario verificare che le celle rispettino determinati requisiti. Si è predisposta la verifica delle celle nell'intorno del profilo poiché ritenute le più critiche e soggette a possibili errori.

6.1 Face Validity

In caso di celle di buona qualità, i vettori normali alle facce dovranno essere uscenti rispetto al centroide della cella stessa, come mostrato in figura. 6.1.

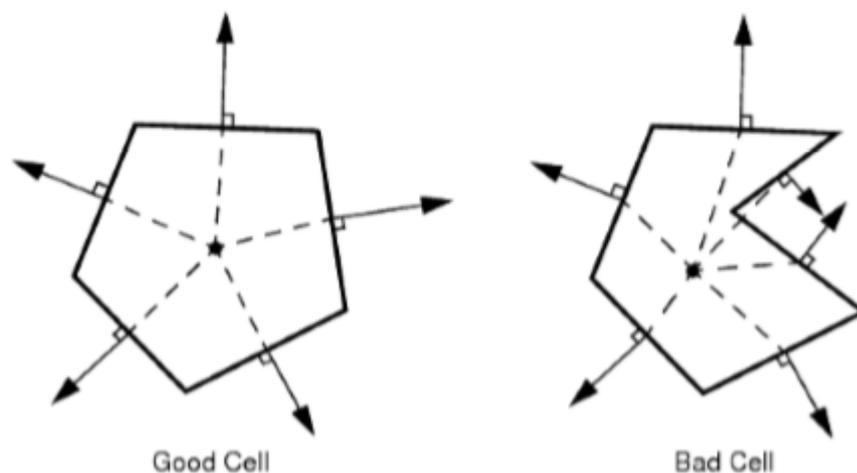


Figura 6.1. Face Validity

Un valore di Face Validity di 1.0 indica celle di buona qualità, se minore di 1.0 indica che nelle celle sono presenti concavità e quindi non accettabili; la verifica è riportata in figura 6.2.

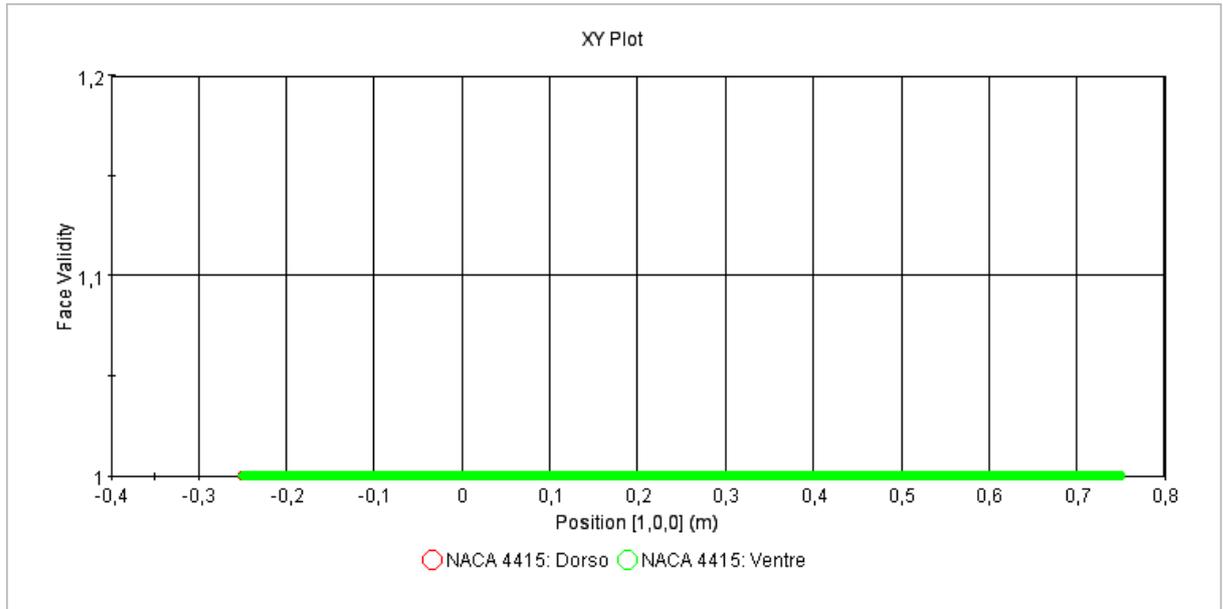


Figura 6.2. Verifica Face Validity

6.2 Volume Change

Il Volume Change considera il rapporto di volume tra una cella e l'adiacente più grande. Una eccessiva variazione di volume tra due celle adiacenti può causare problemi di instabilità nella soluzione e errori numerici.

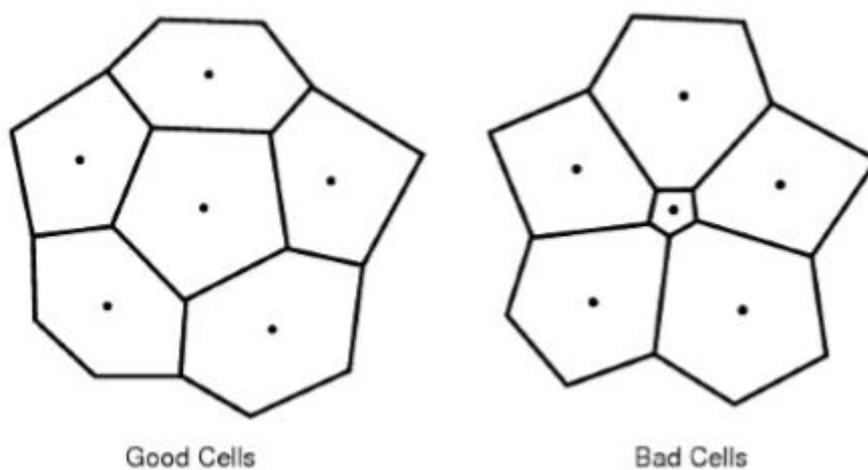


Figura 6.3. Volume Change

Un valore di 1.0 indica che le celle sono di uguali dimensioni. Celle il cui rapporto di volume è inferiore a 0.01 sono considerate di scarsa qualità.

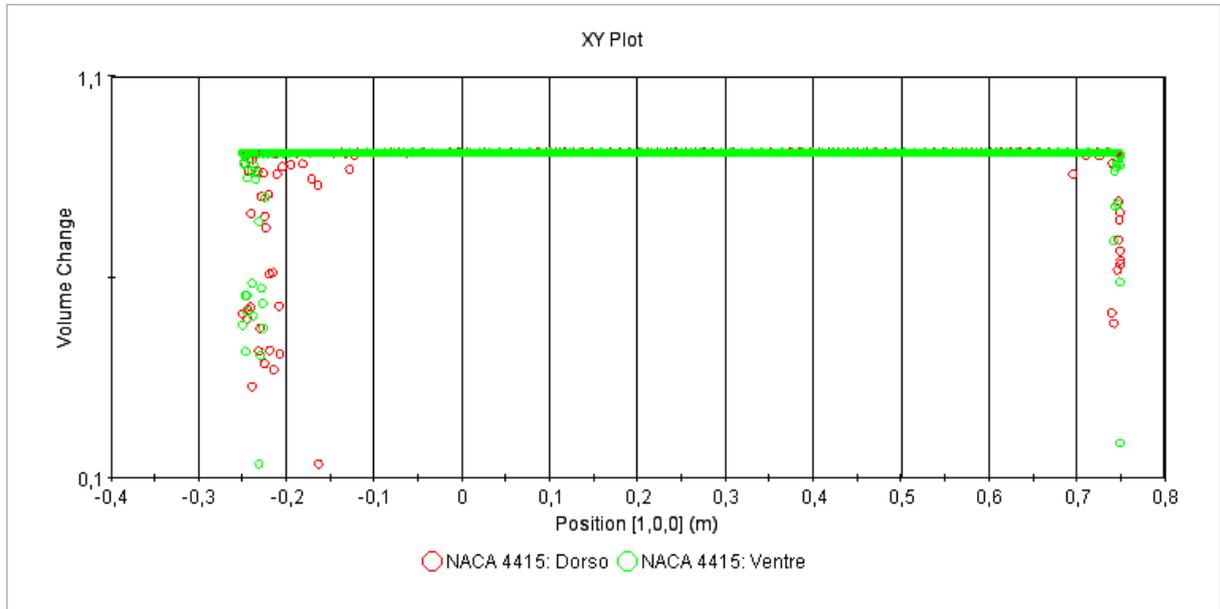


Figura 6.4. Verifica Volume Change

6.3 Angolo di Skewness

Si considerino due celle adiacenti come in figura 6.5; l'angolo di Skewness è l'angolo compreso tra il vettore normale alla faccia della cella e la retta congiungente i centroidi.

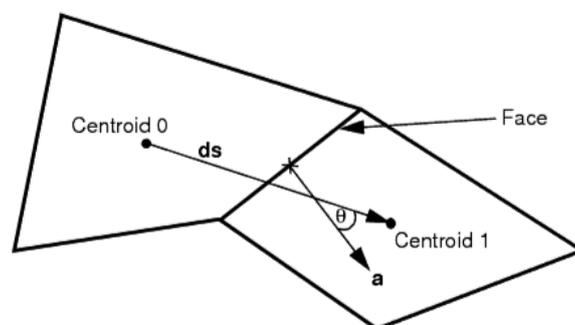


Figura 6.5. Skewness Angle

Se l'angolo di Skewness è maggiore di 85° le celle sono considerate di scarsa qualità poiché attraversando la frontiera le grandezze fisiche possono instabilizzarsi. Si riporta in figura 6.6 la verifica sull'angolo di Skewness.

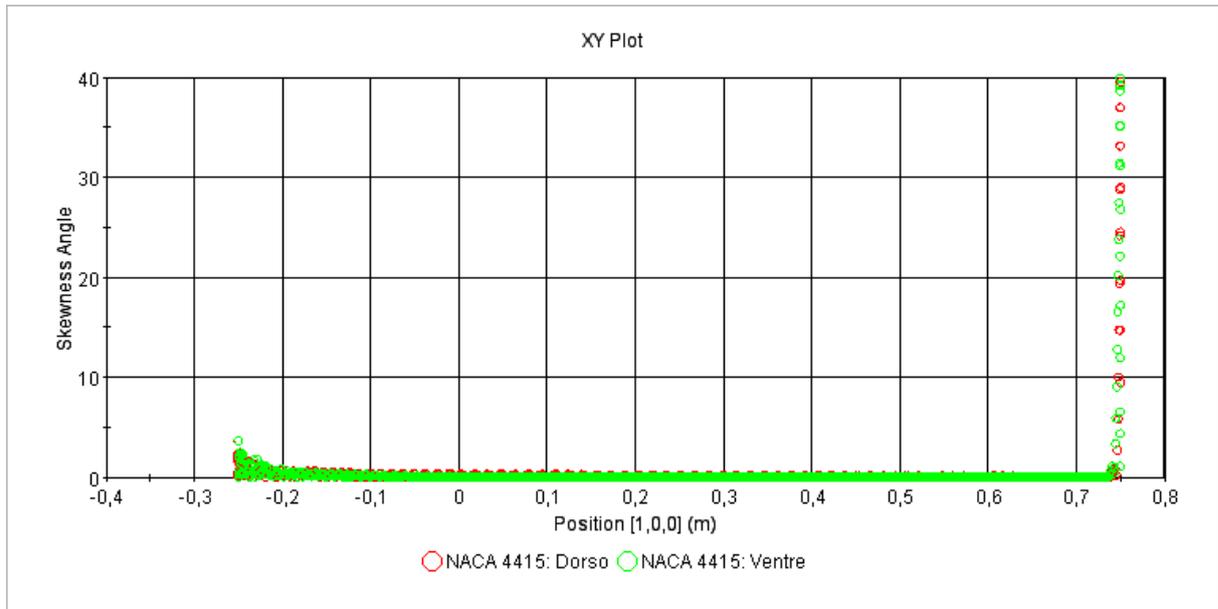


Figura 6.6. Verifica Skewness Angle

6.4 Chevron Quality Indicator

Le celle di Chevron sono coppie di celle con una dimensione caratteristica predominante sulle altre e tale per cui la retta congiungente i centroidi non passa attraverso facce in comune.

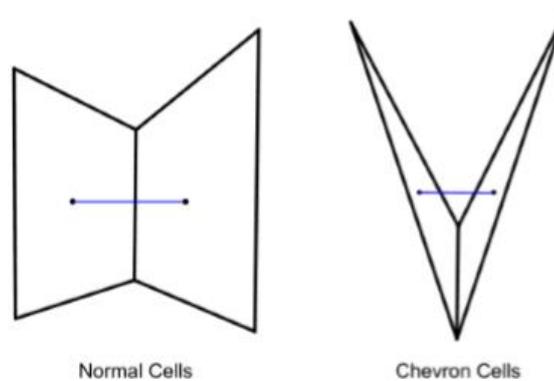


Figura 6.7. Chevron Quality

Le celle di Chevron sono considerate di scarsa qualità e l'eventuale presenza di queste celle sarà marcata nel seguente grafico con il valore 1.0 , altrimenti con 0.0.

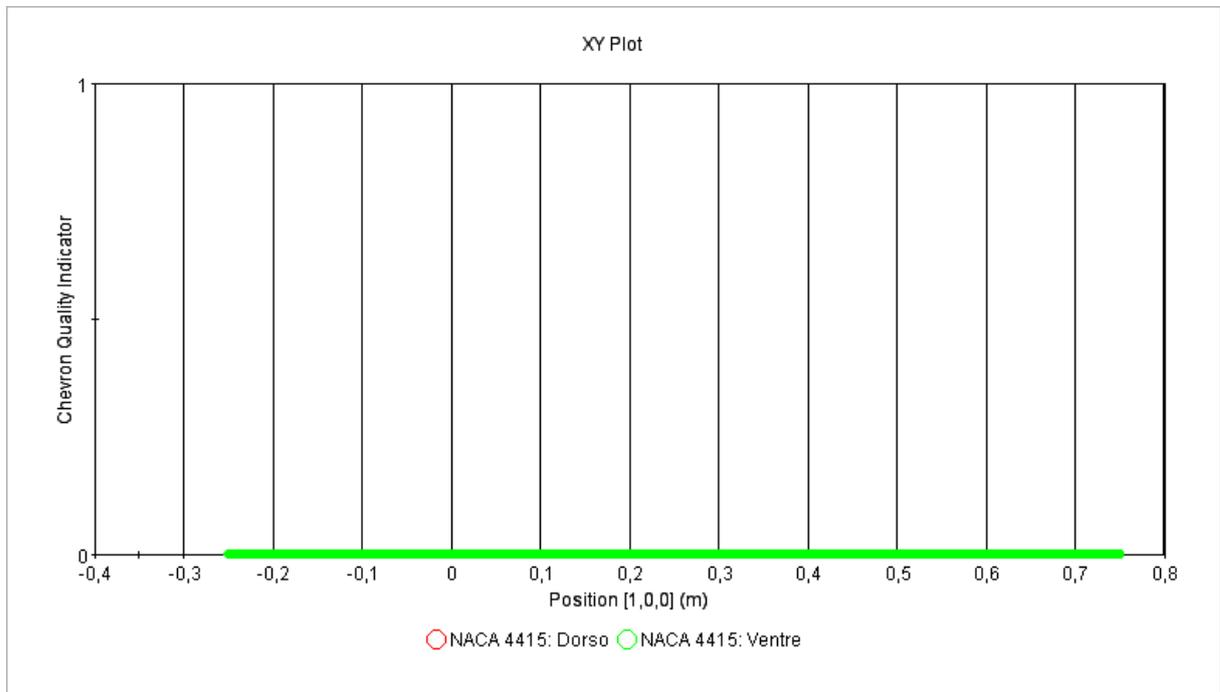


Figura 6.8. Verifica Chevron Quality

Capitolo7

Modello fisico

E' necessario a questo punto impostare il modello fisico del problema per il quale si introducono le seguenti scelte:

- Two Dimensional
- Constant Density
- Gas
- Turbulent
- Reynolds-Averaged Navier-Stokes
- K-Epsilon Turbulence
- Realizable K-Epsilon Two-Layer
- Gradients
- Segregated Flow
- Steady
- Two-Layer All Y+ Wall Treatment

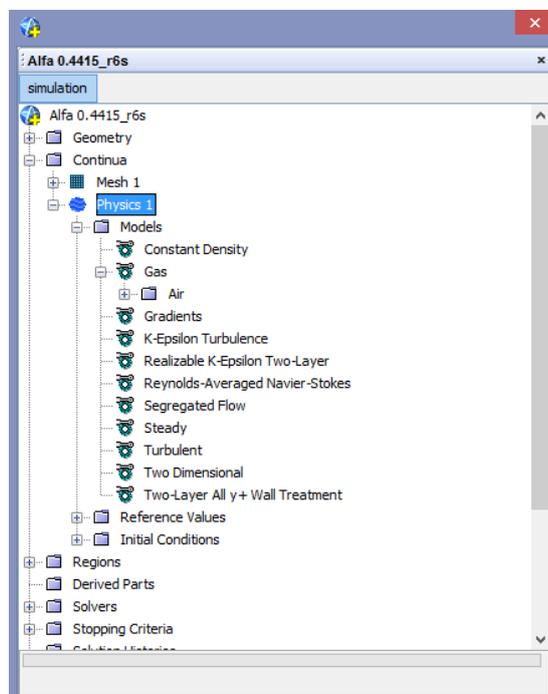


Figura 7.1. Impostazione del modello fisico

Per il principio di reciprocità si considera un profilo investito dal flusso, in condizioni di aria standard e anche stazionario. Si semplifica inoltre il problema analizzando il caso di flusso incomprimibile: densità $\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$ e viscosità dinamica $\mu = 1.7894 \text{ E}^{-5} \text{ Pa s}$. La variazione di turbolenza sul profilo è modellabile fisicamente tramite la variazione del parametro “*Reynolds*” e permette di rappresentare le diverse condizioni di velocità durante una tipica missione del velivolo.

Si consideri che per definizione di Reynolds si ha: $Re = \frac{\rho L U}{\mu}$,

Essendo costanti le grandezze ρ , μ e L , si valuteranno le caratteristiche aerodinamiche al variare di Re scalando la velocità asintotica U . Si riportano nella seguente tabella la gamma di Reynolds analizzati e le corrispondenti velocità.

Re	1 000 000	3 000 000	6 000 000	9 000 000	12 000 000	15 000 000	18 000 000
U_i (m/s)	$U_1 = 14.60$	$U_3 = 43.82$	$U_6 = 87.64$	$U_9 = 131.46$	$U_{12} = 175.28$	$U_{15} = 219.10$	$U_{18} = 262.92$

Tabella 7-1 Valori di velocità al corrispondente Reynolds

Per l’analisi con un approccio RANS è necessario reintrodurre nel problema le informazioni legate agli effetti della turbolenza e ciò è permesso tramite l’utilizzo di un opportuno modello di turbolenza. Si sceglie inizialmente il modello $k-\epsilon$ poiché ritenuto tra i più stabili nella soluzione e tra i più utilizzati in letteratura, con un TVR (*Turbulent Viscosity Ratio*) = 10. Il metodo di calcolo prescelto è il “*Segregated*”, che prevede la risoluzione sequenziale delle equazioni. E’ necessario anche impostare un livello di turbolenza base del flusso in termini di intensità della turbolenza. Al fine di riprodurre le condizioni di galleria dei dati sperimentali riportati da [1] si imposta $I = 1\%$. Si riassumono nella seguente tabella le impostazioni utilizzate.

<i>Turbulence Intensity (I)</i>	1%
<i>Turbulent Viscosity Ratio(TVR)</i>	10
<i>Asymptotic Velocity Magnitude</i>	U_i

Tabella 7-2. Parametri del modello fisico

Capitolo 8

Criterio di convergenza

La convergenza numerica di ogni simulazione è basata su considerazioni sia delle grandezze ricercate (forze sul modello), sia dei massimi residui numerici (indici delle variazioni delle variabili locali tra due iterazioni successive).

Si è ritenuta soddisfacente un'analisi per cui le forze aerodinamiche non avessero più variazione numerica alla quinta cifra significativa, e i residui fossero almeno dell'ordine di 10^{-4} o valor medio statisticamente costante.

Si consideri a titolo di esempio il profilo NACA 4415 per il caso Reynolds = 9 Milioni a 0° d'incidenza. In una situazione ritenuta di convergenza, sono di seguito riportati i corrispondenti residui e gli andamenti dei coefficienti C_L e C_D .

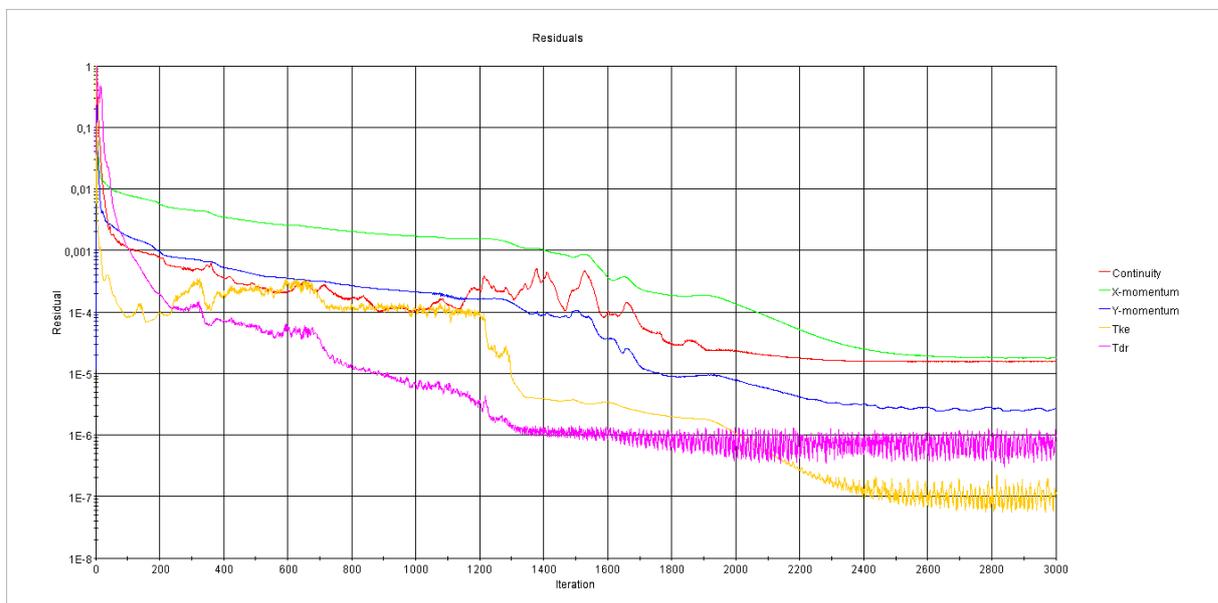


Figura 8.1. Convergenza dei residui

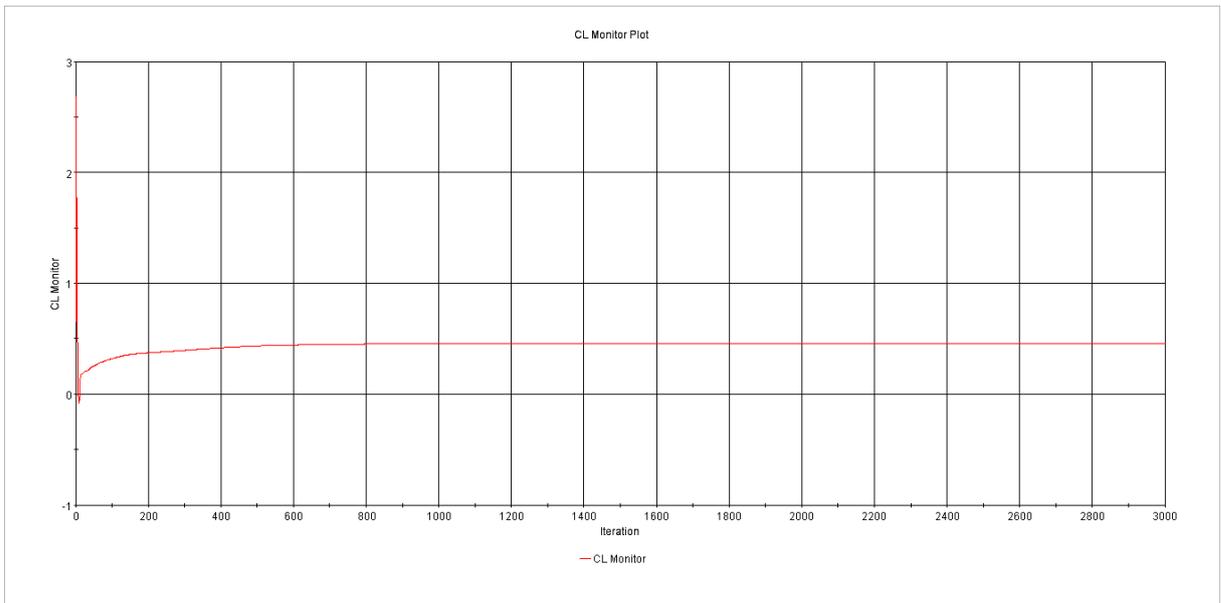


Figura 8.2 Convergenza del coefficiente di portanza

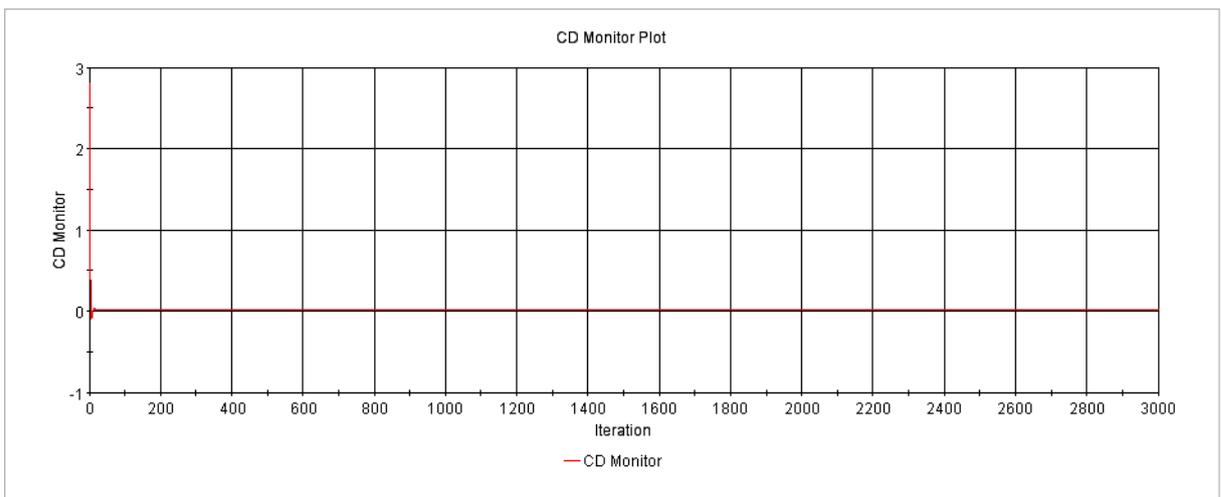


Figura 8.3. Convergenza del coefficiente di resistenza

Capitolo 9

Analisi dei risultati, NACA 4415.

Si riportano nel seguente capitolo i risultati e le visualizzazioni delle simulazioni effettuate sul profilo. In primo luogo sono stati valutate diverse condizioni operative al variare del Reynolds e confrontate con i corrispondenti valori sperimentali tratti da [1].

9.1 Dati, curve di portanza e resistenza.

Si riportano di seguito i risultati e le curve C_L - α e C_L - C_D con i relativi confronti dei dati sperimentali.

Profilo NACA 4415	REYNOLDS 3 000 000			
	Section Lift Coefficient, C_L		Section Drag Coefficient, C_D	
Incidenza, α (deg)	Abbot	Star-CCM+	Abbott	Star-CCM+
-10	-0.60	-0.562	0.0105	0.0269
-8	-0.40	-0.389	0.0091	0.0178
-6	-0.20	-0.203	0.0081	0.0134
-4	0	0.004	0.0076	0.0113
-2	0.23	0.221	0.0073	0.0105
0	0.45	0.440	0.0072	0.0106
1		0.548		0.0109
2	0.65	0.655	0.0074	0.0113
4	0.84	0.865	0.0076	0.0127
6	1.05	1.063	0.0085	0.0150
8	1.23	1.220	0.0119	0.0183
10	1.35	1.344	0.0159	0.0234
11		1.384		0.0269
12	1.41	1.402	0.0232	0.0313
13		1.396		
14	1.37	1.356		
15		1.333		
16	1.31	1.306		

Tabella 9-1 NACA 4415, risultati numerici, $Re = 3\,000\,000$

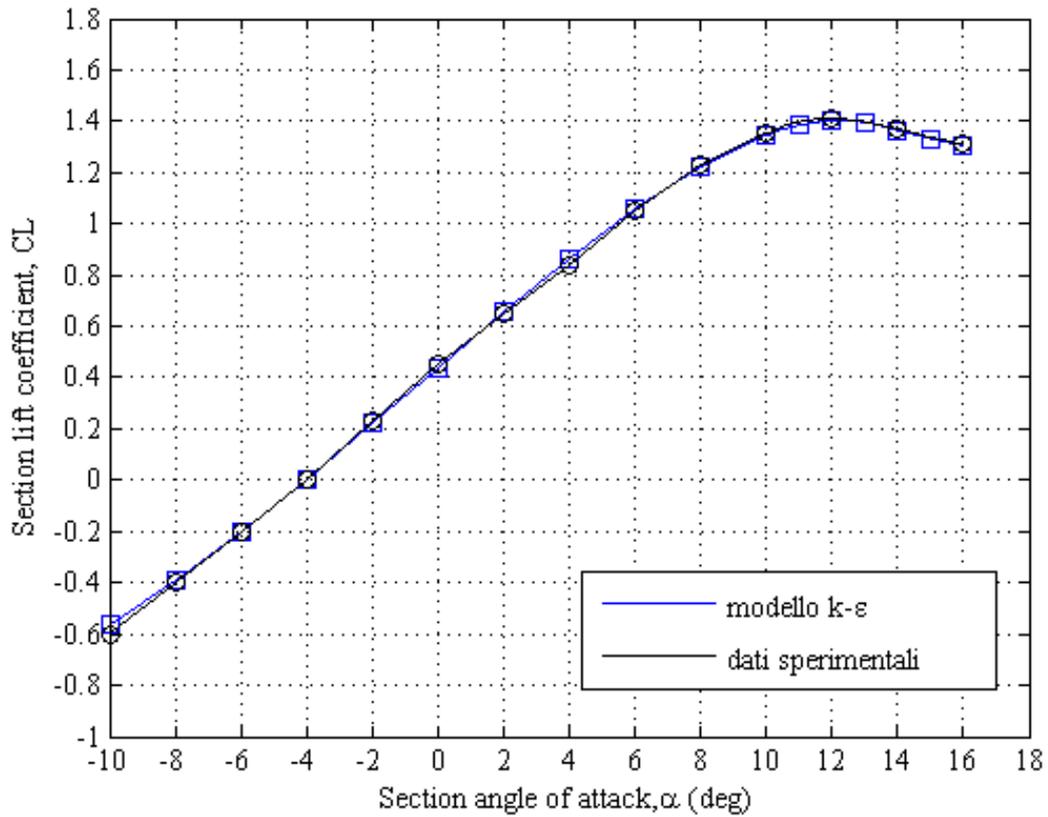


Figura 9.1 NACA 4415, Grafico C_L - α , $Re = 3\,000\,000$

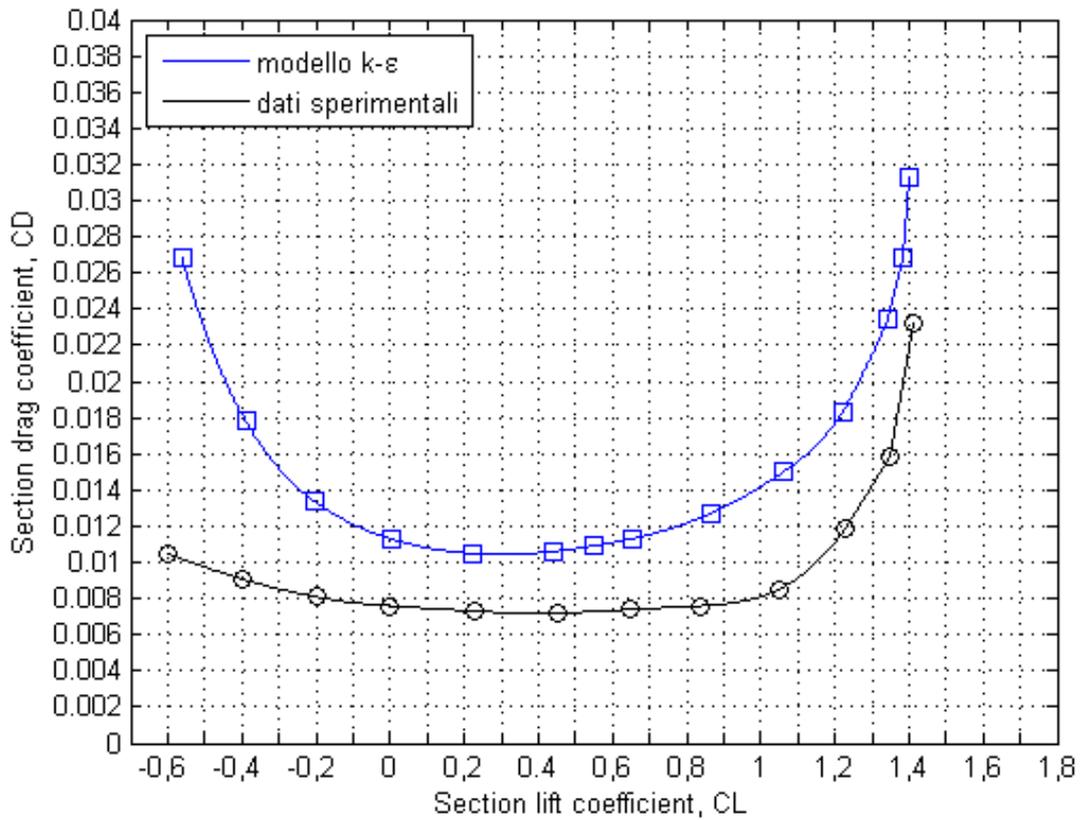


Figura 9.2 NACA 4415, Grafico C_L - C_D , $Re = 3\,000\,000$

Profilo NACA 4415	REYNOLDS 6 000 000			
	Section Lift Coefficient, C_L		Section Drag Coefficient, C_D	
Incidenza, α (deg)	Abbot	Star-CCM+	Abbott	Star-CCM+
-10	-0.54	-0.539	0.092	0.0259
-8	-0.37	-0.374	0.0082	0.0173
-6	-0.20	-0.198	0.0075	0.0129
-4	0	0.010	0.0070	0.0108
-2	0.23	0.230	0.0066	0.0100
0	0.45	0.452	0.0065	0.0101
1		0.562		0.0103
2	0.66	0.671	0.0068	0.0108
4	0.88	0.883	0.0072	0.0121
6	1.06	1.085	0.0081	0.0142
8	1.24	1.249	0.0110	0.0174
10	1.39	1.386	0.0140	0.0223
11		1.440		0.0255
12	1.48	1.483	0.0179	0.0296
13		1.512		0.0346
14	1.51	1.522		0.0409
15		1.515		
16	1.48	1.501		

Tabella 9-2 NACA 4415, Risultati numerici $Re = 6\,000\,000$

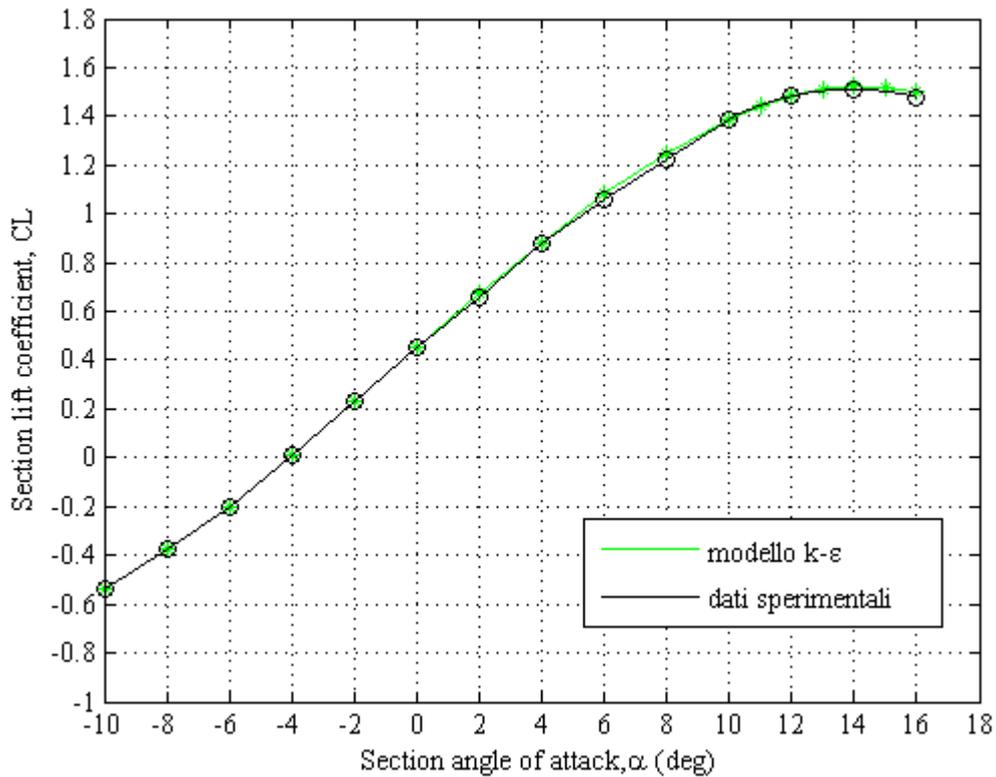
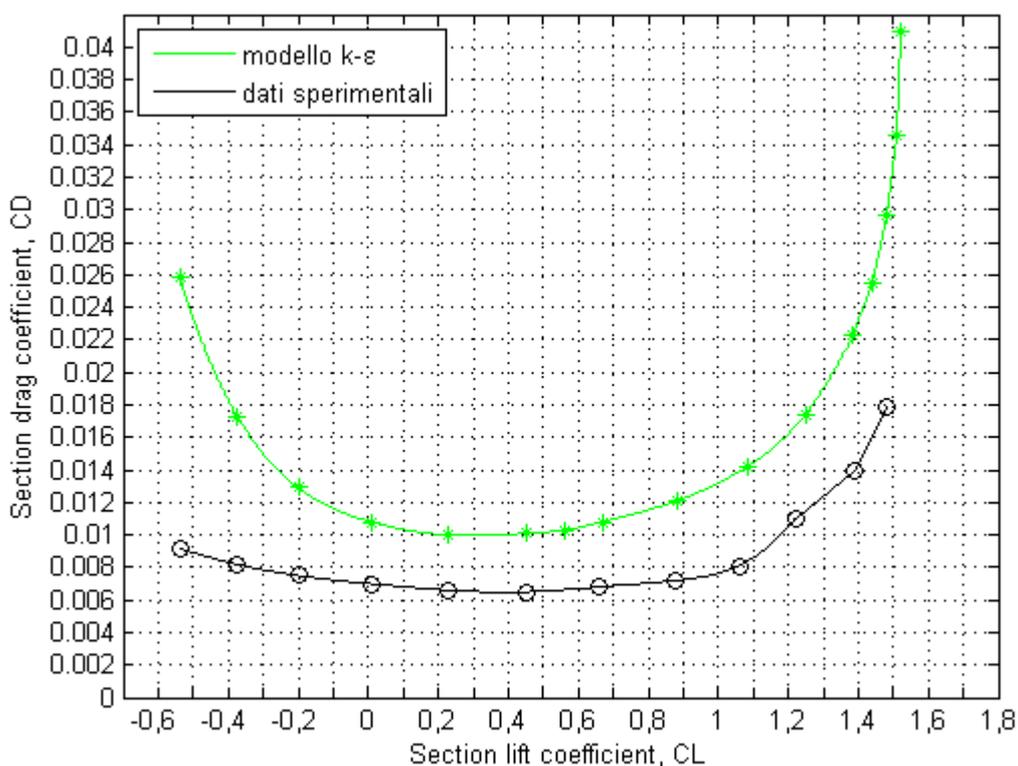


Figura 9.3 NACA 4415, Grafico C_L - α , $Re = 6\,000\,000$


 Figura 9.4 NACA 4415, Grafico C_L - C_D , $Re = 6\,000\,000$

Profilo NACA 4415	REYNOLDS 9 000 000			
	Section Lift Coefficient, C_L		Section Drag Coefficient, C_D	
Incidenza, α (deg)	Abbot	Star-CCM+	Abbott	Star-CCM+
-10	-0.53	-0.539	0.092	0.0252
-8	-0.36	-0.370	0.0081	0.0167
-6	-0.20	-0.197	0.0069	0.0124
-4	0	0.0134	0.0066	0.0103
-2	0.23	0.233	0.0063	0.0095
0	0.45	0.456	0.0063	0.0096
1		0.567		0.0099
2	0.66	0.676	0.0067	0.0103
4	0.88	0.890	0.0071	0.0115
6	1.06	1.097	0.0080	0.0136
8	1.24	1.280	0.0097	0.0215
10	1.40	1.442	0.0128	0.0288
11		1.510		0.0247
12	1.54	1.566	0.0155	0.0288
13		1.609		0.0336
14	1.63	1.634	0.0175	0.0397
15		1.637		0.0477
16	1.60	1.615		

 Tabella 9-3 NACA 4415, Risultati numerici $Re = 9\,000\,000$

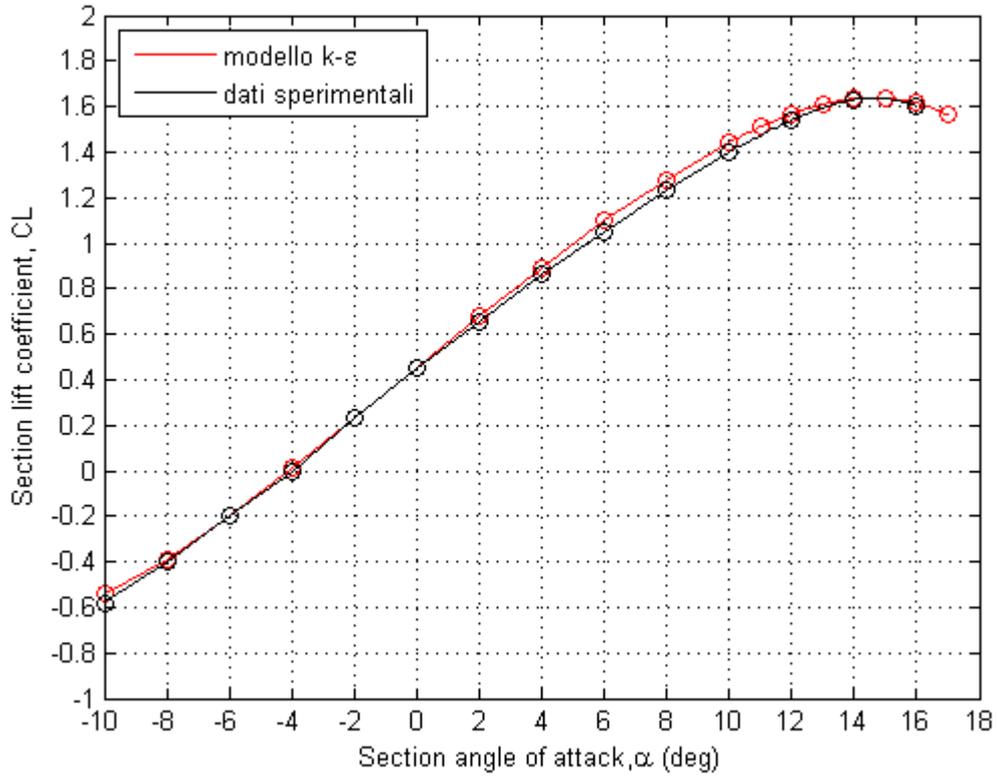


Figura 9.5 NACA 4415, Grafico C_L - α , $Re = 9\,000\,000$

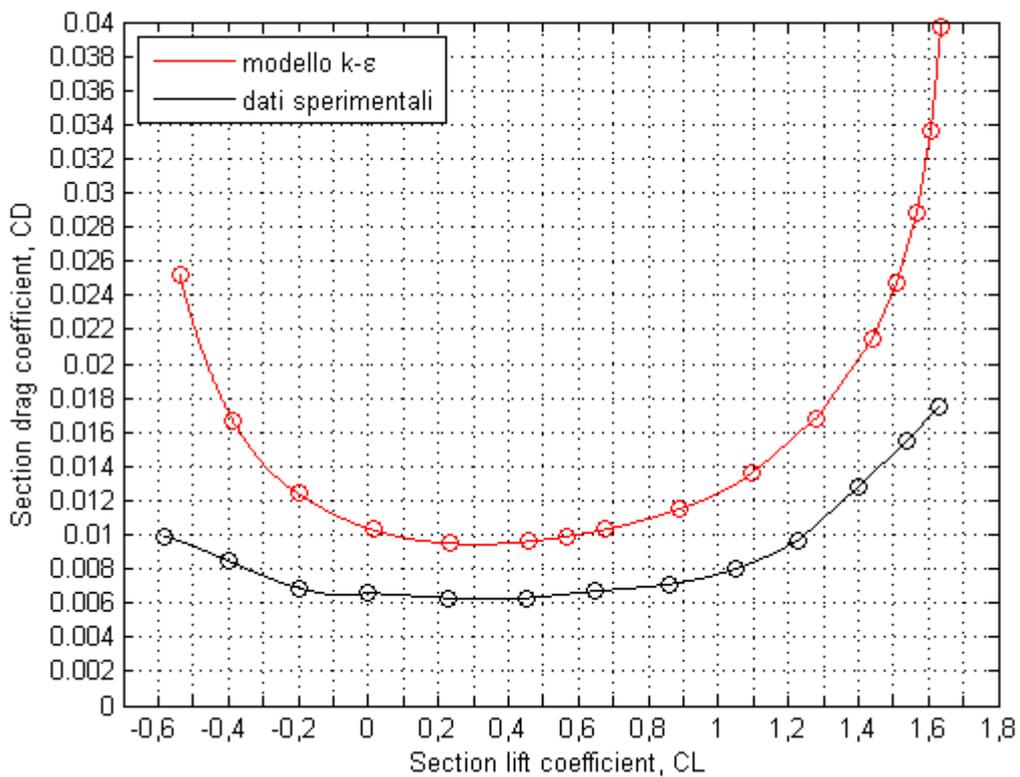


Figura 9.6 NACA 4415, Grafico C_L - C_D , $Re = 9\,000\,000$

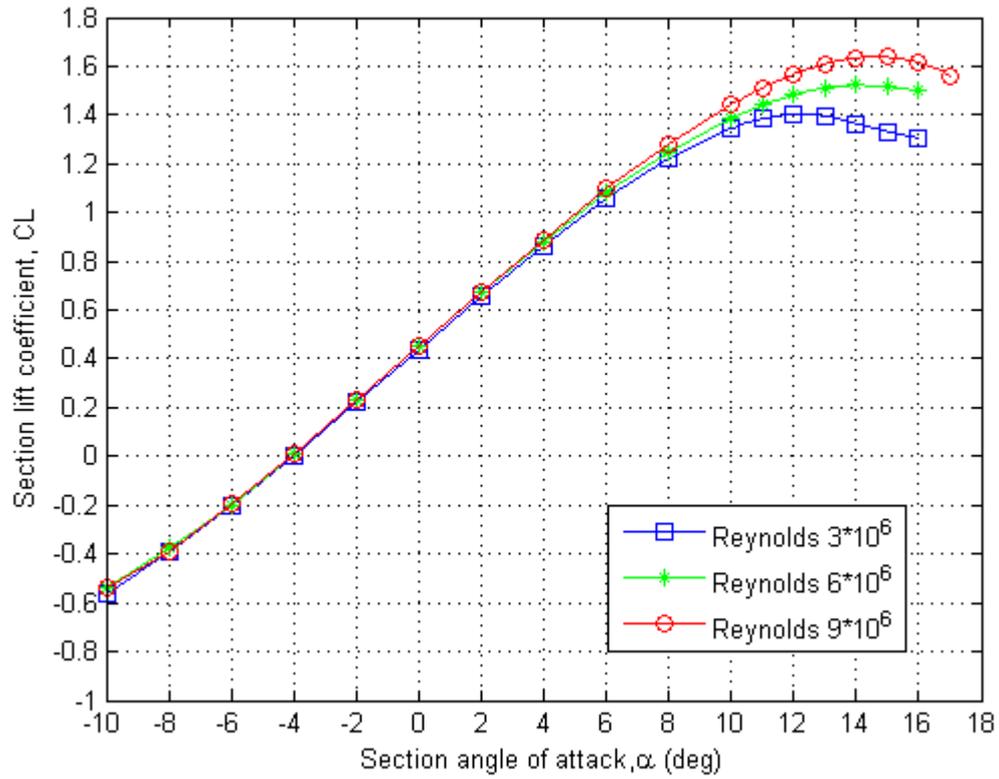


Figura 9.7 NACA 4415, Effetto della turbolenza sulla curva $CL-\alpha$

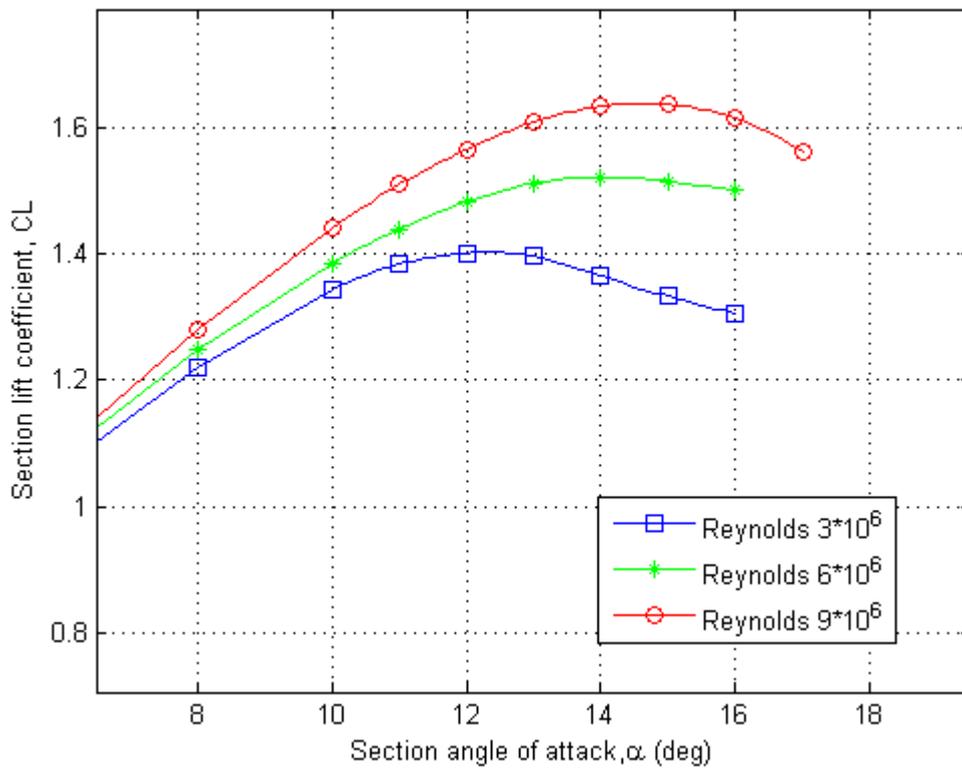


Figura 9.8. NACA 4415, Dettaglio della curva $CL-\alpha$

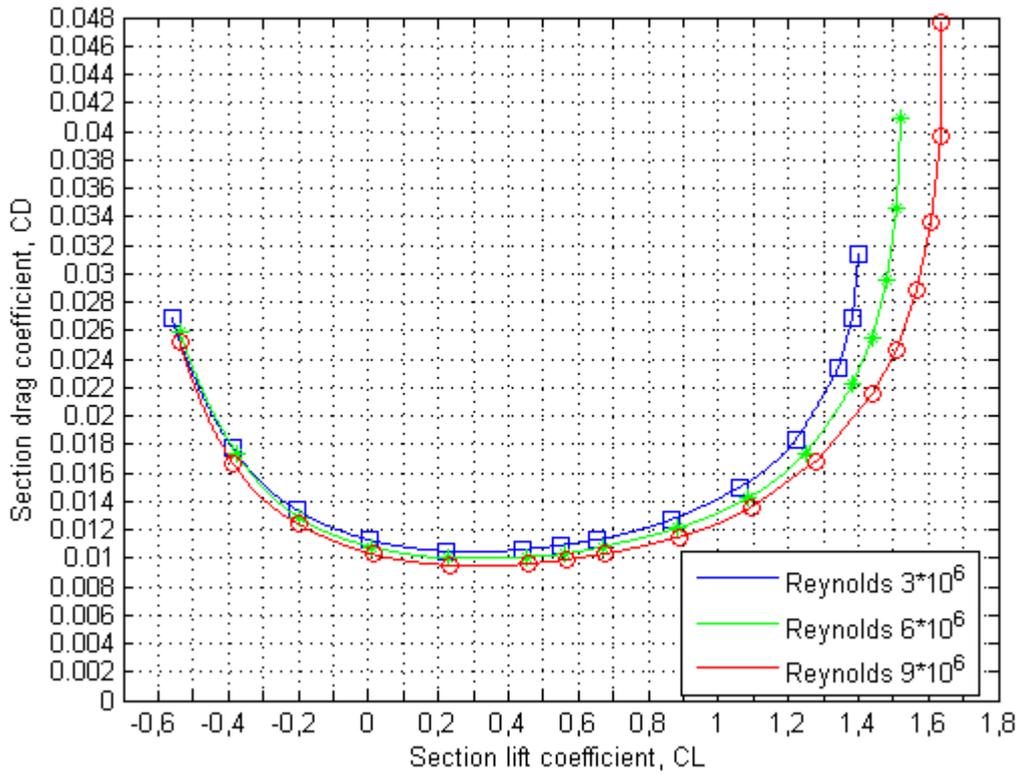


Figura 9.9 NACA 4415, Effetto della turbolenza sulla curva $CL-C_D$

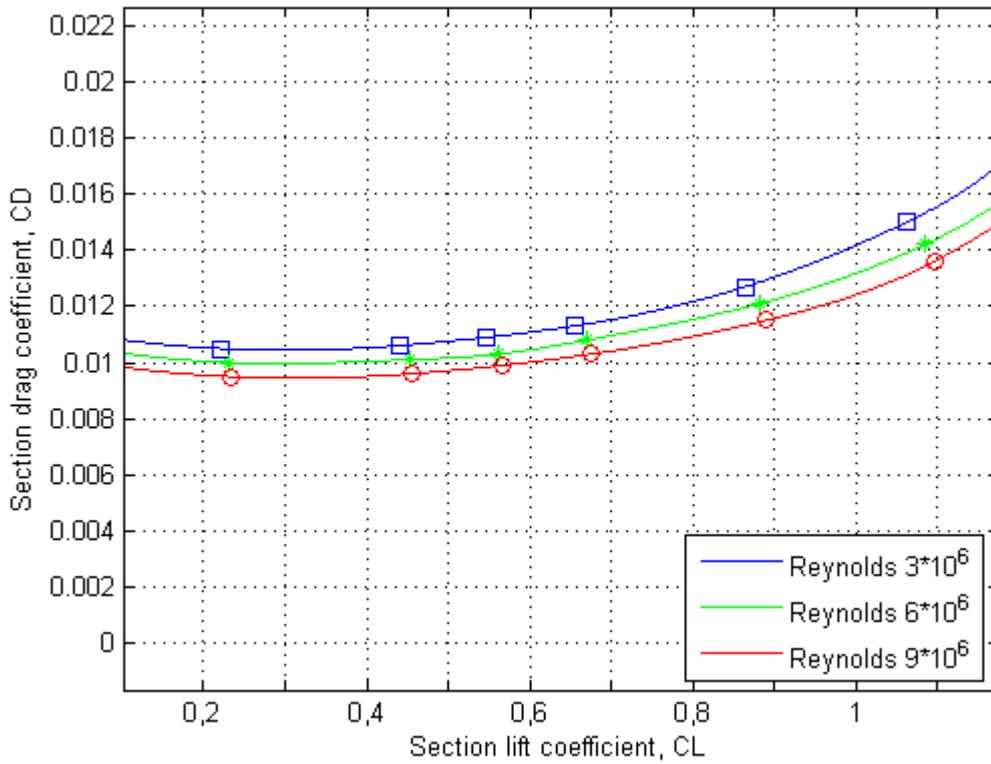


Figura 9.10. NACA 4415, Dettaglio della curva $CL-C_D$

Si noti che non è stato possibile valutare incidenze inferiori ad $\alpha = -10^\circ$ poiché i coefficienti portanza e resistenza non convergono.

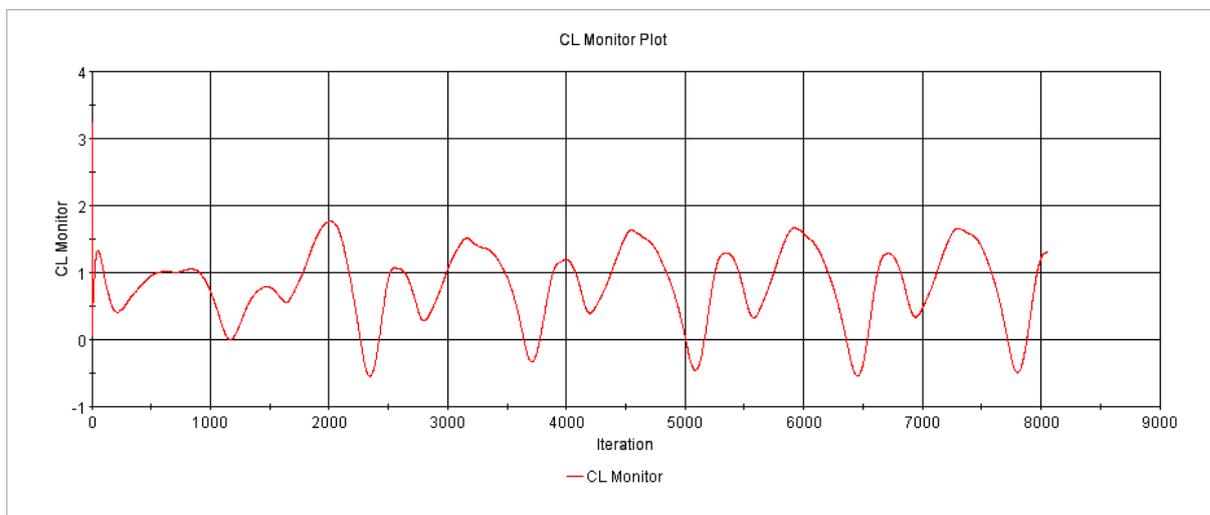


Figura 9.11 Andamento iterativo del C_L

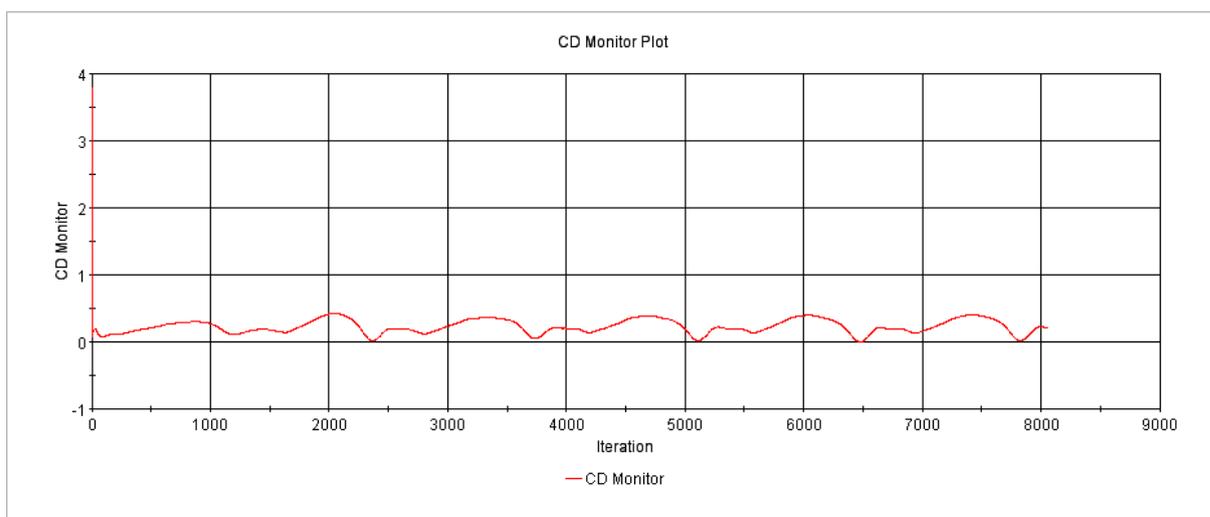


Figura 9.12 Andamento iterativo del C_D

Questo andamento della soluzione numerica suggerisce che, nonostante il flusso a monte sia costante, le variabili osservate non sono più stazionarie. Da queste considerazioni numeriche si può dedurre la fenomenologia del problema fisico: il profilo posto ad eccessive incidenze negative si comporta come un corpo tozzo perdendo così le sue caratteristiche di aerodinamicità.

Da una prima analisi dei risultati si evince che il modello di turbolenza $k-\epsilon$ restituisce risultati molto affidabili nella valutazione delle curve di portanza. Sia a basse incidenze, che in prossimità dello stallo infatti si ha un errore pressochè nullo.

Nelle curve polari del profilo però si notano delle discrepanze non trascurabili con i dati sperimentali. Si ha uno scostamento nell'ordine di $\Delta C_D = 0.0080$ in prossimità del minimo C_D , errore che tende ad aumentare agli estremi della curva fino a $\Delta C_D = 0.0220$. Questo errore è giustificato previa alcune considerazioni sul modello fisico adottato. Il modello di turbolenza $k-\epsilon$ simula e risolve intorno al profilo uno strato limite completamente turbolento, il che, a quanto pare, non corrisponde del tutto con la reale fisica del problema. Si ipotizza allora che sul profilo sia presente una cospicua zona di flusso laminare, non trascurabile. Ciò fa sì che il C_D numerico sia una sovrastima dell'effettiva resistenza riscontrata sperimentalmente sul profilo. Queste considerazioni non coinvolgono la curva di portanza poiché non influisce in maniera significativa sul C_L .

Vengono confermati gli andamenti teorici del C_L di stallo e C_D minimo al variare del Reynolds, per cui all'aumentare della turbolenza sul profilo si ritarda lo stallo e diminuisce il minimo della resistenza. Un'analisi più accurata verrà effettuata successivamente.

9.2 Effetti di turbolenza

Ci si propone ora di espandere lo spettro di Reynolds ($Re = 1\,000\,000 \div 18\,000\,000$) per una più accurata valutazione del coefficiente di portanza massimo e la corrispondente incidenza di stallo.

Visti i risultati abbastanza accurati ottenuti precedentemente, si può prevedere che le stesse valutazioni saranno ugualmente accurate nonostante non esistano in letteratura dati con cui poterli confrontare.

Si valutano anche le corrispondenti polari non dimenticando però l'errore di cui i risultati numerici sono condizionati. Si riportano di seguito i dati ottenuti sul C_L , C_D , le curve di portanza e le polari.

Profilo NACA 4415	Section Lift Coefficient, C_L						
	REYNOLDS, $Re * 10^6$						
	Re 1	Re 3	Re 6	Re 9	Re 12	Re 15	Re 18
Incidenza, α (deg)							
-4	-0.009	0.004	0.010	0.0134	0.014	0.016	0.016
-2	0.202	0.221	0.230	0.233	0.236	0.237	0.237
0	0.418	0.440	0.452	0.456	0.460	0.462	0.464
1	0.540	0.548	0.562	0.567	0.570	0.573	0.575
2	0.629	0.655	0.671	0.676	0.680	0.682	0.685
4	0.834	0.865	0.883	0.890	0.894	0.898	0.901
6	1.028	1.063	1.085	1.097	1.099	1.103	1.107
8	1.194	1.220	1.249	1.280	1.286	1.292	1.296
10	1.326	1.344	1.386	1.442	1.450	1.456	1.460
11	1.334	1.384	1.440	1.510	1.517	1.522	1.529
12	1.326	1.402	1.483	1.566	1.570	1.582	1.587
13	1.308	1.396	1.512	1.609	1.618	1.619	1.631
14	1.278	1.396	1.522	1.634	1.643	1.651	1.659
15		1.333	1.515	1.637	1.648	1.658	1.666
16		1.306	1.501	1.615	1.628	1.638	1.649

Tabella 9-4 NACA 4415, Section Lift Coefficient al variare di Reynolds

Profilo NACA 4415	Section Drag Coefficient, C_D						
	REYNOLDS, $Re * 10^6$						
	Re 1mil	Re 3mil	Re 6mil	Re 9mil	Re 12mil	Re 15mil	Re 18mil
Incidenza, α (deg)							
-4	0.0139	0.0113	0.0108	0.0103	0.0100	0.0097	0.0095
-2	0.0130	0.0105	0.0100	0.0095	0.0094	0.0092	0.0089
0	0.0131	0.0106	0.0101	0.0096	0.0092	0.0090	0.0088
1	0.0134	0.0109	0.0103	0.0099	0.0095	0.0093	0.0091
2	0.0139	0.0113	0.0108	0.0103	0.0099	0.0097	0.0094
4	0.0154	0.0127	0.0121	0.0115	0.0112	0.0109	0.0107
6	0.0178	0.0150	0.0142	0.0136	0.0132	0.0129	0.0126
8	0.0214	0.0183	0.0174	0.0215	0.0163	0.0160	0.0157
10	0.0269	0.0234	0.0223	0.0288	0.0210	0.0207	0.0204
11	0.0307	0.0269	0.0255	0.0247	0.0242	0.0239	0.0235
12		0.0313	0.0296	0.0288	0.0281	0.0277	0.0273
13			0.0346	0.0336	0.0329	0.0326	0.0321
14			0.0409	0.0397	0.0389	0.0379	0.0378
15				0.0477	0.0467	0.0461	0.0457

Tabella 9-5 NACA 4415, Section Drag Coefficient al variare di Reynolds

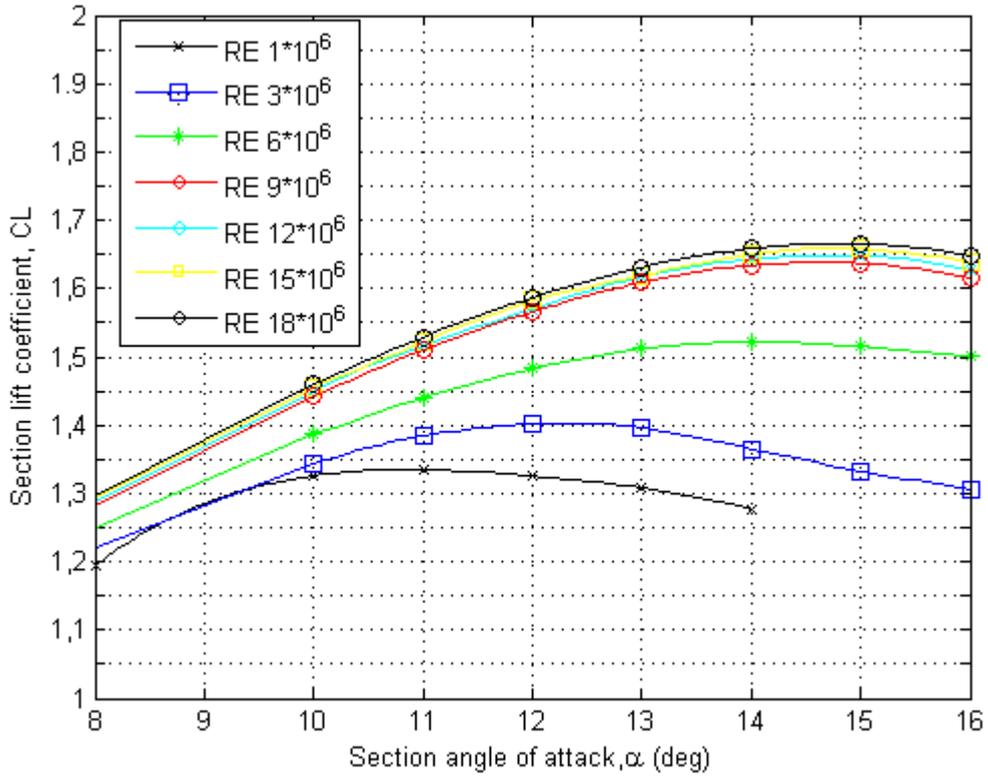


Figura 9.13 Dettaglio C_L massimi

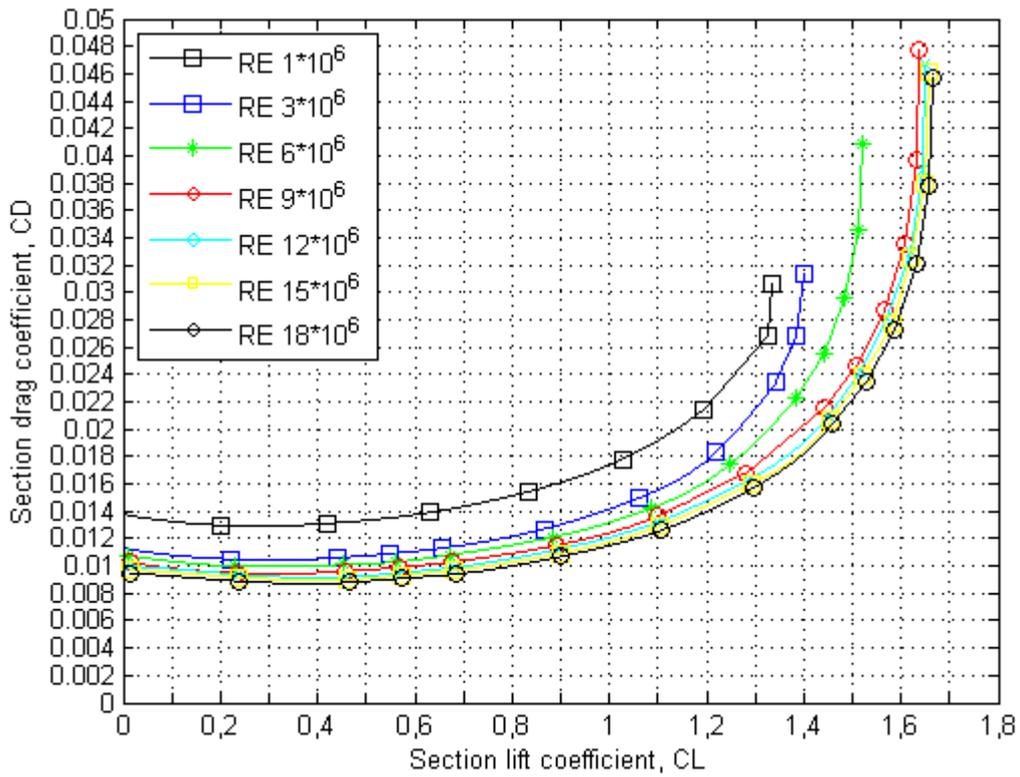


Figura 9.14 NACA 4415, Effetto della turbolenza sulla curva C_L - C_D

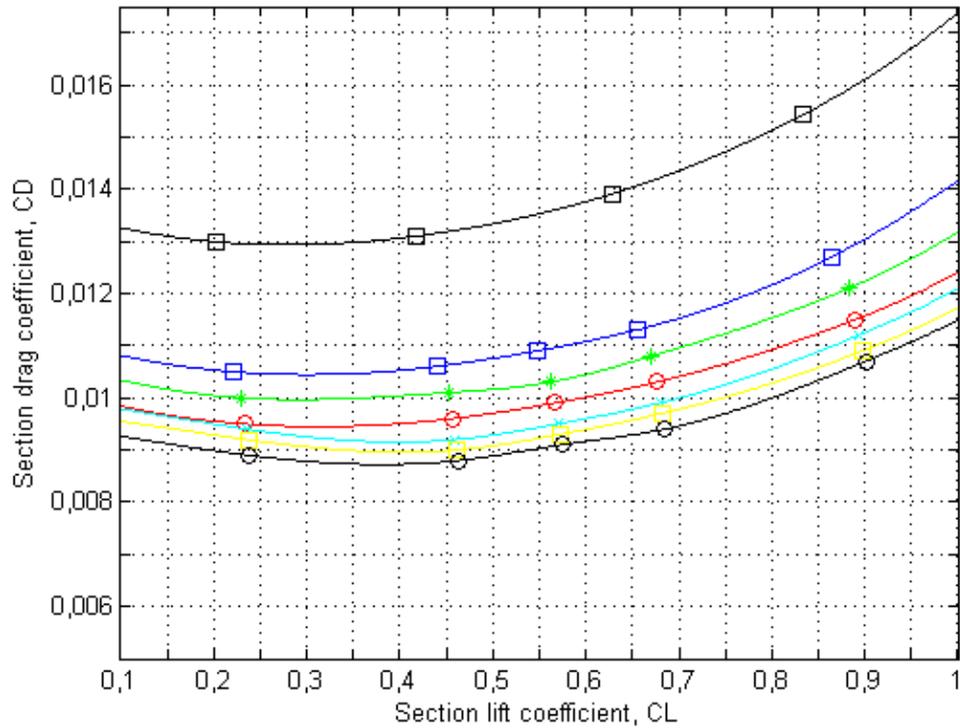


Figura 9.15 Dettaglio della curva $C_L - C_D$

E' possibile ora osservare quale sia la dipendenza del C_L di stallo dal Reynolds. Dalla figura 9.16 si osserva che il C_L massimo aumenta all'aumentare della turbolenza, l'effetto però va scemando superando $Re = 9\,000\,000$ fino ad essere quasi asintotico.

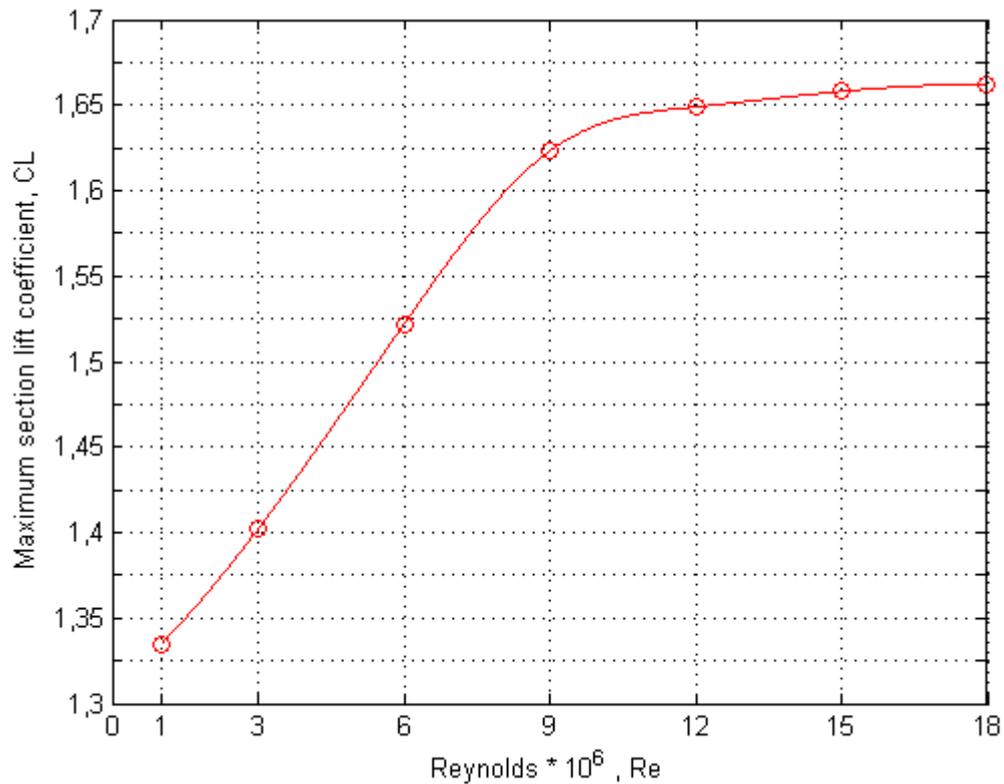


Figura 9.16 Effetto del Reynolds sul C_L massimo

Analoghe considerazioni possono essere fatte sul minimo della resistenza, per cui, se il flusso fosse interamente turbolento, all'aumentare del Reynolds si avrebbe una diminuzione del C_D minimo con andamento mostrato in figura

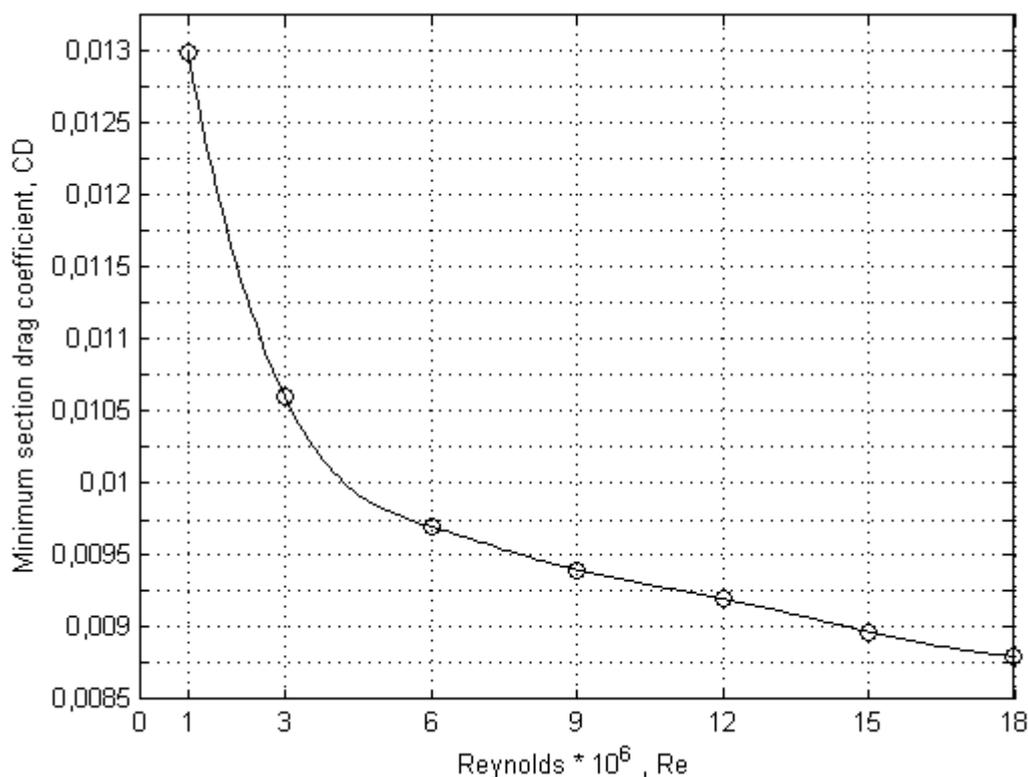


Figura 9.17 Effetto della turbolenza sul $C_{D\text{minimo}}$

9.3 Effetti di rugosità superficiale

Nel corrente lavoro ci si è proposti anche di valutare gli effetti di rugosità standard al bordo d'attacco. La variazione dello stato superficiale simula eventuali irregolarità dovute al manufacturing, deposito di ghiaccio o impurità di diversa natura o danni accidentali durante la fase di volo. Si considera una rugosità caratterizzata da $R = 0.011$ inches, applicata sulla superficie al bordo d'attacco posta fino all'8% della corda, di cui si dispongono anche i corrispondenti dati sperimentali tratti da [1]. Si riportano nelle seguenti tabelle e figure i risultati numerici ottenuti e confrontanti con il corrispettivo profilo *smooth* per $Re = 6\,000\,000$.

Profilo NACA 4415	REYNOLDS 6 000 000			
	Section Lift Coefficient, C_L		Section Drag Coefficient, C_D	
Incidenza, α (deg)	Smooth	Rough (Std)	Smooth	Rough (Std)
-10	-0.539	-0.513	0.0259	0.0315
-8	-0.374	-0.374	0.0173	0.0198
-6	-0.198	-0.192	0.0129	0.0144
-4	0.010	0.018	0.0108	0.0116
-2	0.230	0.230	0.0100	0.0107
0	0.452	0.449	0.0101	0.0107
1	0.562	0.557	0.0103	0.0110
2	0.671	0.664	0.0108	0.0115
4	0.883	0.874	0.0121	0.0130
6	1.085	1.071	0.0142	0.0155
8	1.249	1.235	0.0174	0.0212
10	1.386	1.341	0.0223	0.0268
11	1.440	1.378	0.0255	0.0286
12	1.483	1.401	0.0296	0.0338
13	1.512	1.393	0.0346	
14	1.522	1.358	0.0409	
15	1.515	1.315		
16	1.501			

Tabella 9-6. NACA 4415, Effetto della rugosità standard

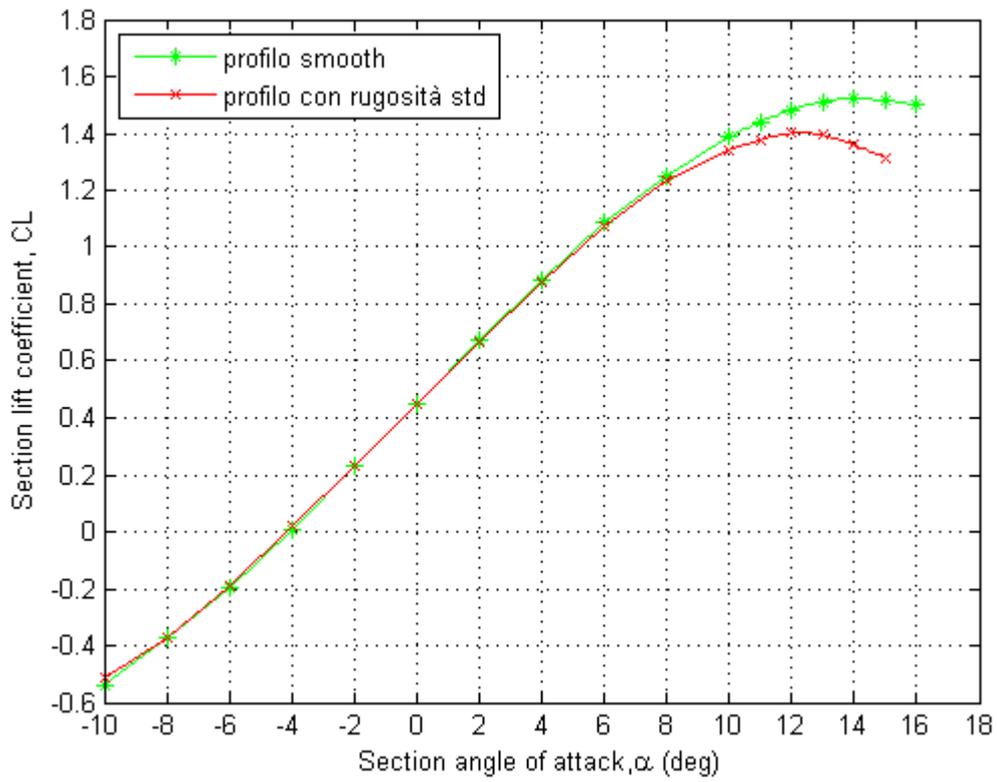


Figura 9.18. NACA 4415, Effetto di rugosità standard sulla curva $C_L - \alpha$

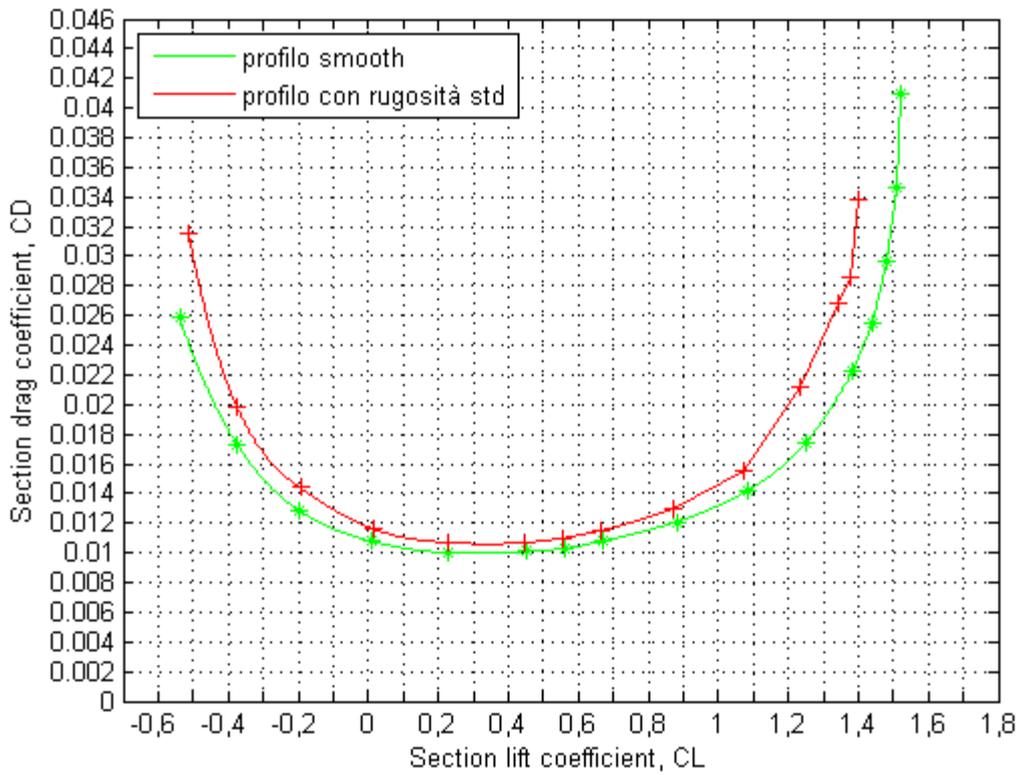


Figura 9.19 Effetto di rugosità standard sulla curva $C_L - C_D$

Si osservano effetti sia sulla curva di portanza che di resistenza. In merito al $C_L - \alpha$ non si notano a basse incidenze variazioni rispetto al caso smooth. Si evince invece una sensibile diminuzione di C_L massimo e della corrispondente incidenza di stallo. In particolare si riscontra una differenza di 2° sull'incidenza di stallo e una riduzione di $\Delta C_L = 0.12$ rispetto al profilo smooth. Riguardo alla curva di resistenza si riscontra un prevedibile spostamento verso l'alto dell'intera polare, ma visto l'errore numerico sul profilo smooth ci guardiamo bene dell'effettuare le relative valutazioni.

Nella tabella e figure i dati ottenuti sono confrontati con quelli tratti sperimentalmente e illustrati da [1].

Profilo NACA 4415	REYNOLDS 6 000 000 Rugosità standard, R=0.011 in			
	Section Lift Coefficient , C_L		Section Drag Coefficient , C_D	
Incidenza, α (deg)	Abbot	Star CCM+	Abbot	Star CCM+
-10	-0.51	-0.513	0.0259	0.0315
-8	-0.37	-0.374	0.0175	0.0198
-6	-0.20	-0.192	0.0136	0.0144
-4	0.0	0.018	0.0116	0.0116
-2	0.23	0.230	0.0107	0.0107
0	0.42	0.449	0.0107	0.0107
1		0.557		0.0110
2	0.62	0.664	0.0114	0.0115
4	0.80	0.874	0.0125	0.0130
6	1.00	1.071	0.0149	0.0155
8	1.15	1.235	0.0183	0.0212
10	1.29	1.341	0.0145	0.0268
11		1.378		0.0286
12	1.36	1.401	0.0328	0.0338
13		1.393		
14	1.29	1.358		
15	1.333	1.315		

Tabella 9-7. NACA 4415. Risultati numerici e sperimentali, rugosità standard

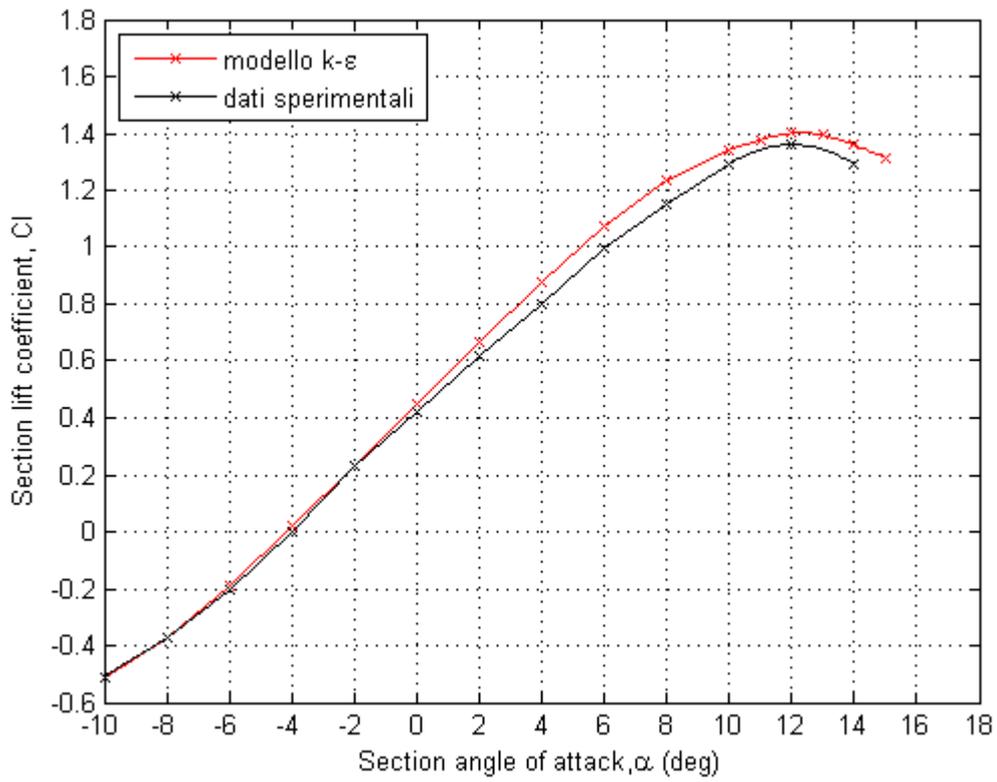


Figura 9.20 NACA 4415. Curva $C_L - \alpha$

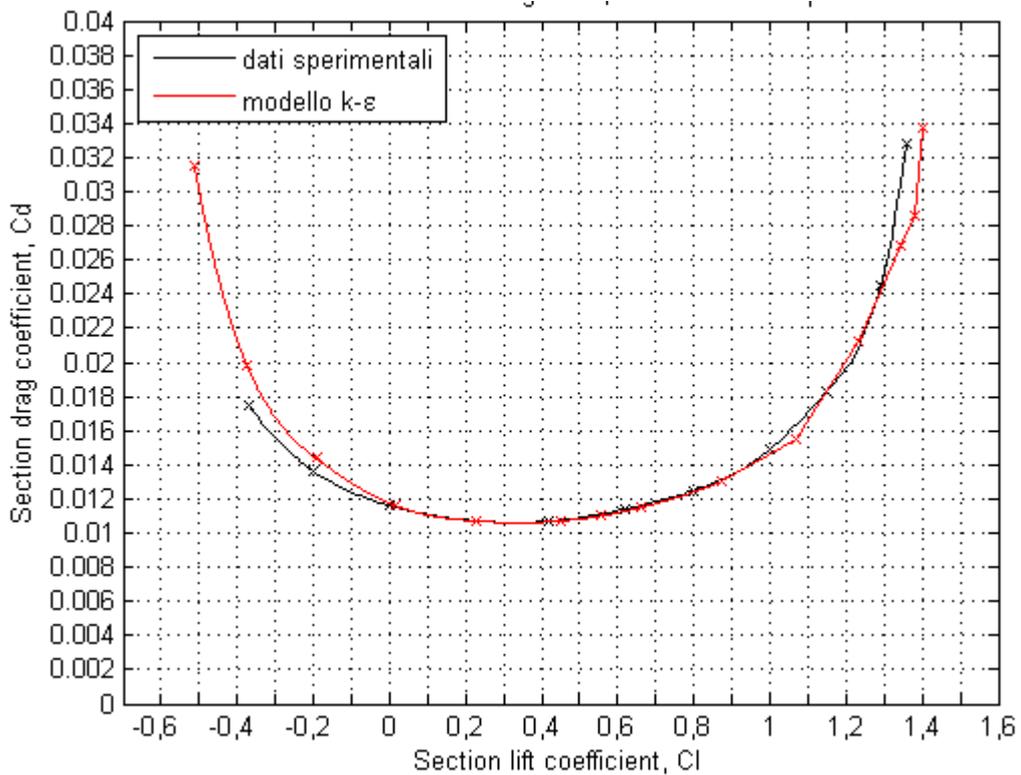


Figura 9.21 NACA 4415. Curva $C_L - C_D$

Si evince come i risultati sono abbastanza accurati sia nella descrizione della curva $C_L - \alpha$ che della polare. In particolare si ha un errore di 0.04 sul C_L massimo, e pressochè nullo sulla resistenza. In merito alla polare si vede come essa non sia più condizionata dagli errori del modello fisico precedentemente riscontrati. Il modello k- ϵ risulta essere in questo caso molto efficace nella determinazione della resistenza per cui, giunti a questo punto, è possibile trarre due conclusioni fondamentali: la prima, legata alla fenomenologia del problema, ci mostra come, in presenza di una rugosità superficiale, il flusso dello strato limite intorno al profilo sia interamente turbolento. In secondo luogo viene confermata l'ipotesi precedente, secondo cui l'errore prima riscontrato (fig. 9.2 ; 9.4 ; 9.6) è effettivamente correlato alla transizione laminare-turbolento dello strato limite.

Si studiano ora quali possono essere gli effetti di una variazione dei parametri di rugosità in termini di lunghezza di estensione della superficie rugosa e di indice di rugosità R.

A partire dalla condizione di rugosità standard è stata valutata anche una rugosità di intensità intermedia per valutare più accuratamente questi effetti.

Profilo NACA 4415	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 6 000 000		
	Profilo Smooth	Rugosità R = 0.0055 in	Rugosità R = 0.011 in
-4	0.010	0.012	0.018
-2	0.230	0.229	0.230
0	0.452	0.449	0.449
1	0.562	0.557	0.557
2	0.671	0.665	0.664
4	0.883	0.876	0.874
6	1.085	1.072	1.071
8	1.249	1.242	1.235
10	1.386	1.357	1.341
11	1.440	1.405	1.378
12	1.483	1.438	1.401
13	1.512	1.458	1.393
14	1.522	1.456	1.358
15	1.515	1.424	1.315

Tabella 9-8 Section Lift Coefficient con rugosità variabile

Profilo NACA 4415	Section Drag Coefficient , C_D		
	REYNOLDS 6 000 000		
	Profilo Smooth	Rugosità R = 0.0055 in	Rugosità R = 0.011 in
-4	0.0108	0.0117	0.0116
-2	0.0100	0.0106	0.0107
0	0.0101	0.0106	0.0107
2	0.0108	0.0109	0.0115
4	0.0121	0.0114	0.0130
6	0.0142	0.0129	0.0155
8	0.0174	0.0152	0.0212
10	0.0223	0.0182	0.0268
12	0.0296	0.0242	0.0338
13	0.0346	0.0279	
14	0.0409		

Tabella 9-9 Section Drag Coefficient con rugosità variabile

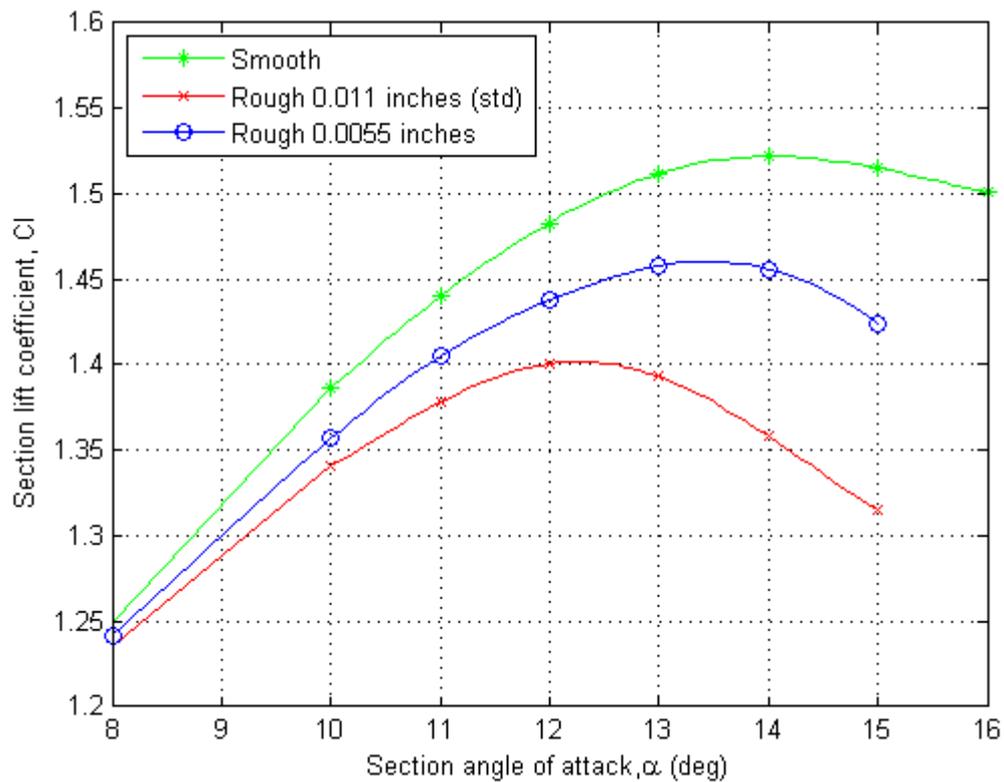


Figura 9.22 Effetti di rugosità curva $C_L - \alpha$

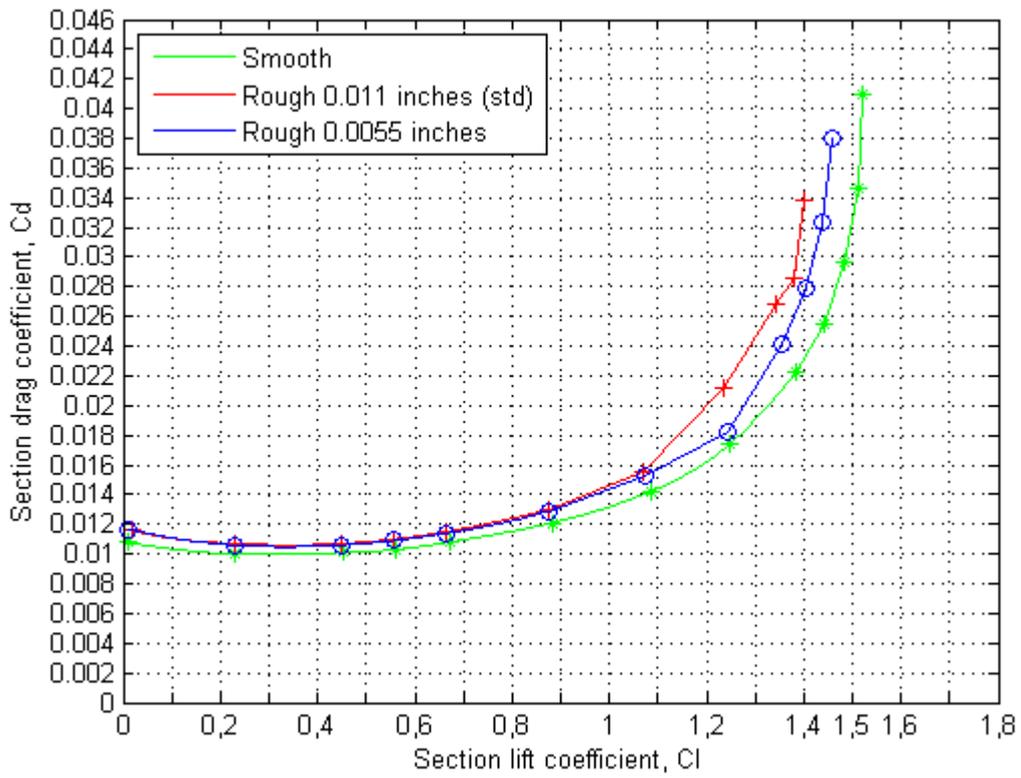


Figura 9.23 Effetti di rugosità curva C_L-C_D

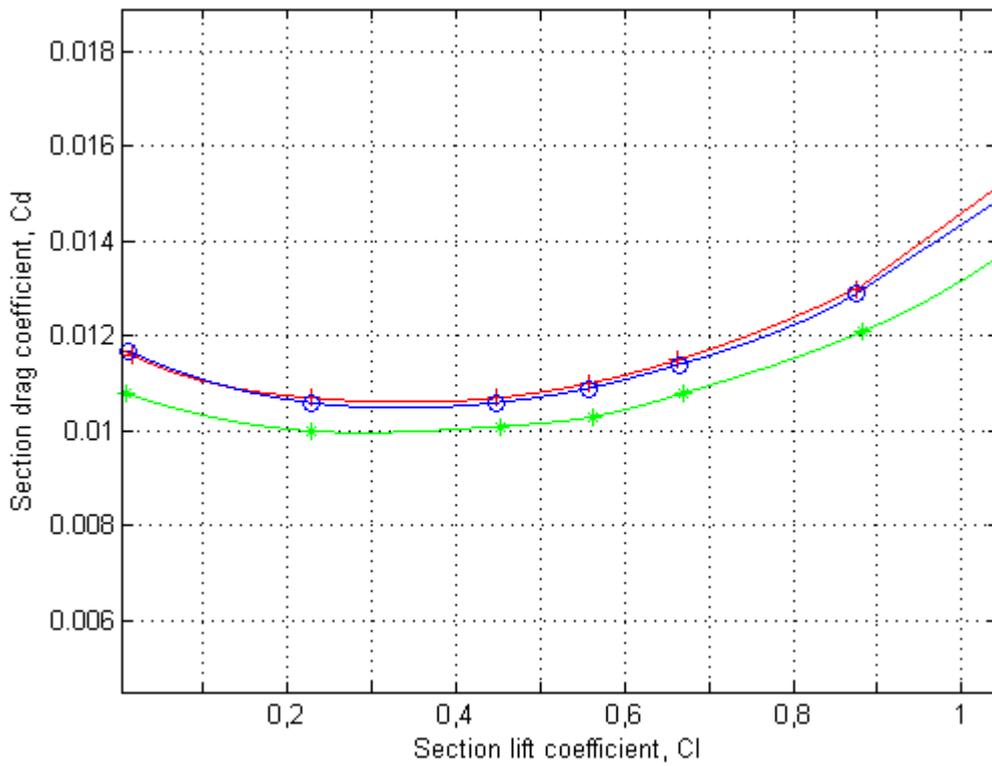


Figura 9.24 Dettaglio effetti di rugosità curva C_L-C_D

Si nota come le curve di rugosità per $R= 0.0055$ inches si collocano nella zona intermedia compresa tra le curve smooth e rugosità standard, sia in termini di portanza massima che di resistenza.

In particolare si ha una riduzione portanza massima di $\Delta C_L = 0.064$ rispetto al profilo pulito e incidenza di stallo minore di un grado circa. Gli effetti sulla resistenza sono poco evidenti se confrontati con il profilo di rugosità standard ma è comunque lecito affermare che la resistenza diminuisce.

Si riportano di seguito invece i dati ottenuti raddoppiando l'estensione della superficie rugosa, aumentandola al 16% dell'estensione in corda, e le corrispondenti polari.

Profilo NACA 4415	REYNOLDS 6 000 000			
	Section Lift Coefficient , C_L		Section Drag Coefficient , C_D	
	Rough 8% C	Rough 16% C	Rough 8% C	Rough 16% C
Incidenza, α (deg)				
-4	0.018	0.018	0.0116	0.0116
-2	0.230	0.228	0.0107	0.0109
0	0.449	0.448	0.0107	0.0109
1	0.557	0.556	0.0110	0.0112
2	0.664	0.633	0.0115	0.0116
4	0.874	0.862	0.0130	0.0136
6	1.071	1.048	0.0155	0.0165
8	1.235	1.186	0.0212	0.0237
10	1.341	1.335	0.0268	0.0319
11	1.378	1.368	0.0286	0.0370
12	1.401	1.369	0.0338	0.0445
13	1.393	1.345		
14	1.358	1.335		
15	1.315	1.285		

Tabella 9-10. NACA 4415, Effetti di estensione rugosità

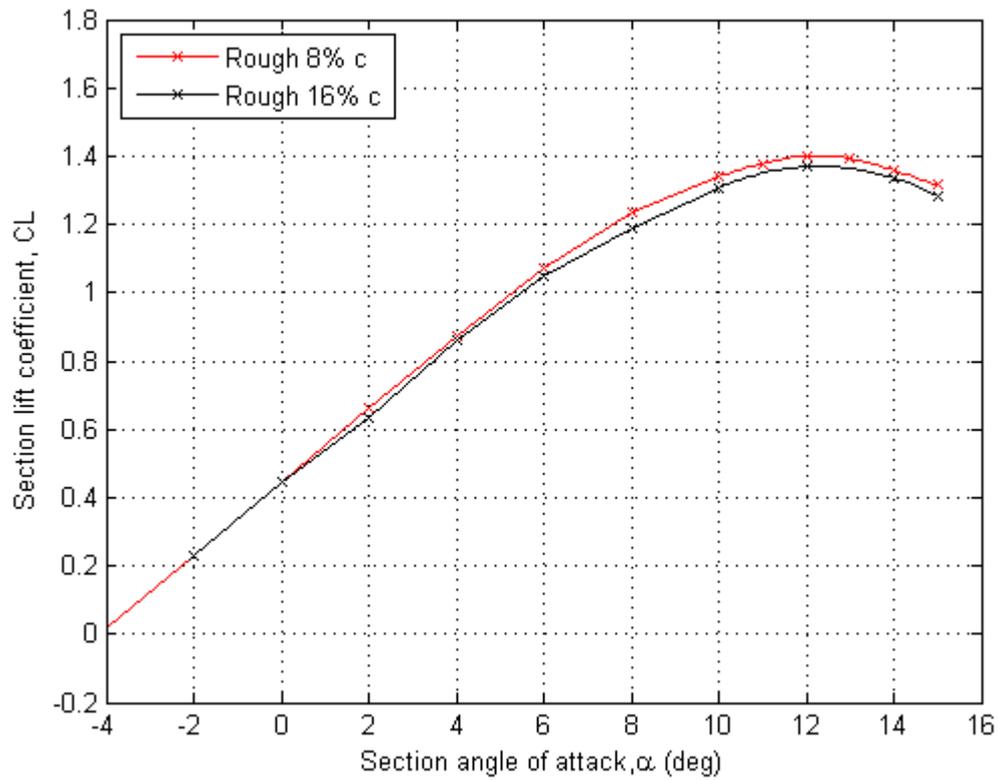


Figura 9.25 Effetti di estensione rugosità, curva $C_L - \alpha$

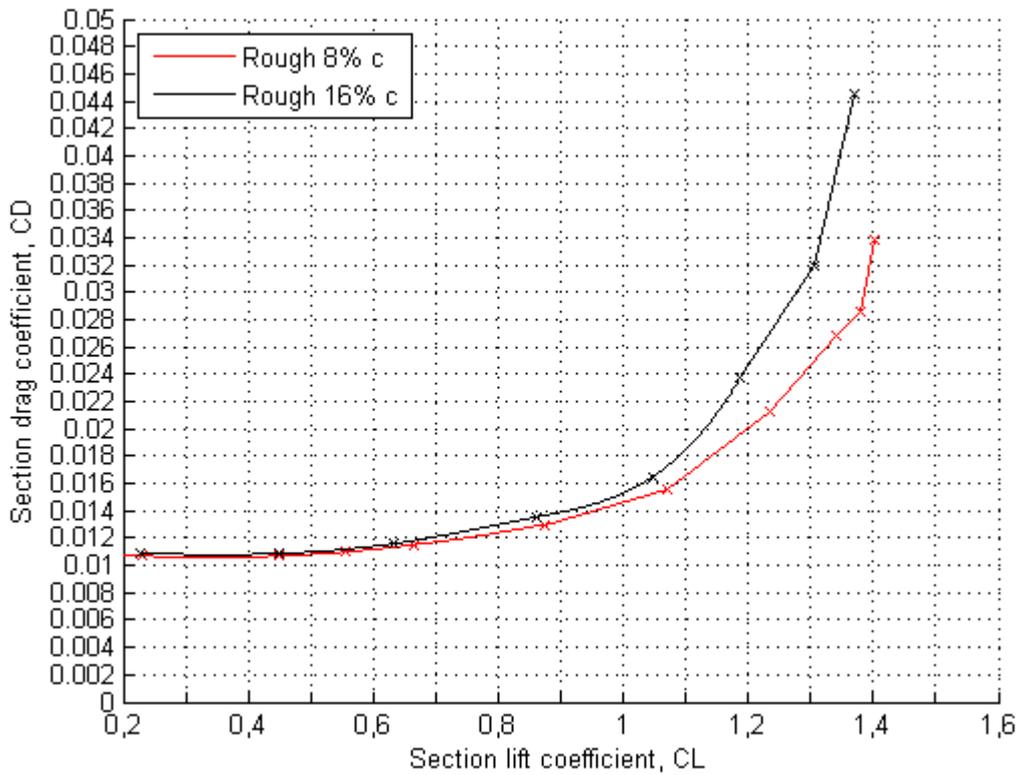


Figura 9.26 Effetti di estensione rugosità, curva $C_L - C_D$

Si nota come raddoppiare l'estensione della superficie rugosa comporta una riduzione del C_L massimo allo stallo di circa 0.03 e un valore di ΔC_D crescente all'aumentare del C_L , come mostrato dalla polare del profilo.

9.4 Visualizzazioni

Si riportano di seguito grafici di vettori velocità in prossimità del profilo, la pressione assoluta nel campo e la corrispondente distribuzione al fine di illustrare la fenomenologia del problema.

A tale scopo sono stati presi come riferimento le incidenze $\alpha=0^\circ; 4^\circ; 8^\circ; 12^\circ; 16^\circ$, per Reynolds 3 000 000 e profilo *smooth*.

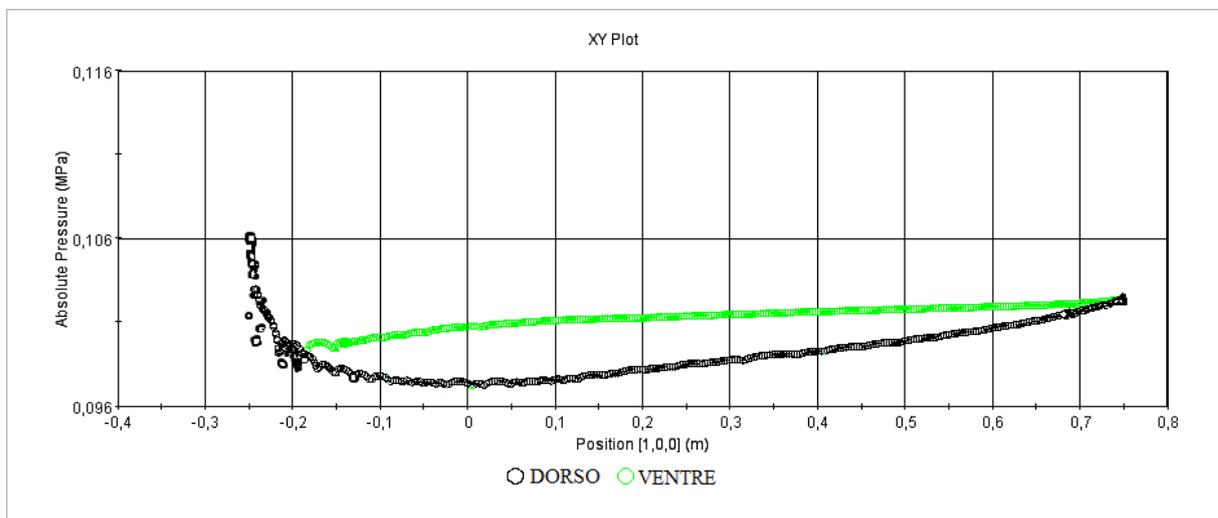


Figura 9.27 NACA 4415. Alfa = 0°. Pressione assoluta lungo la corda.

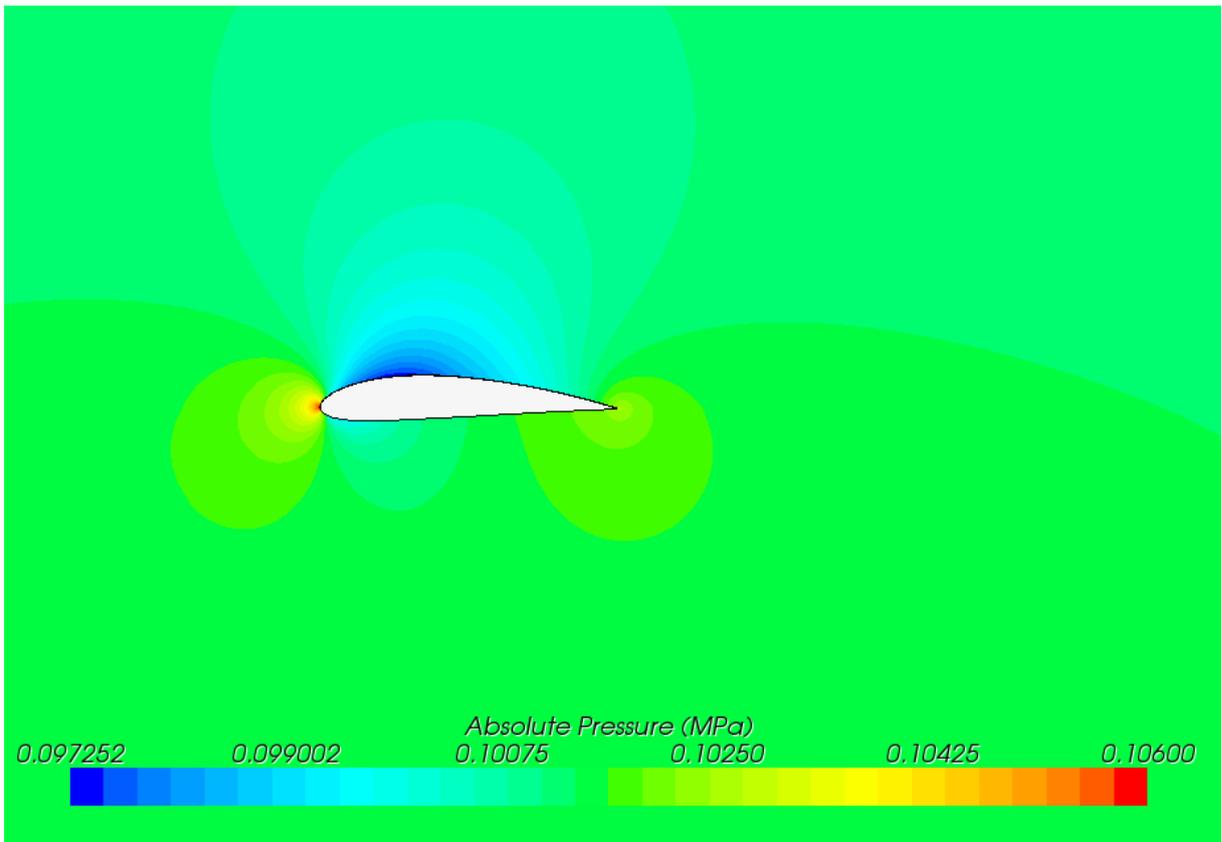


Figura 9.28. NACA 4415. Alfa = 0° . Campo di pressione assoluta.

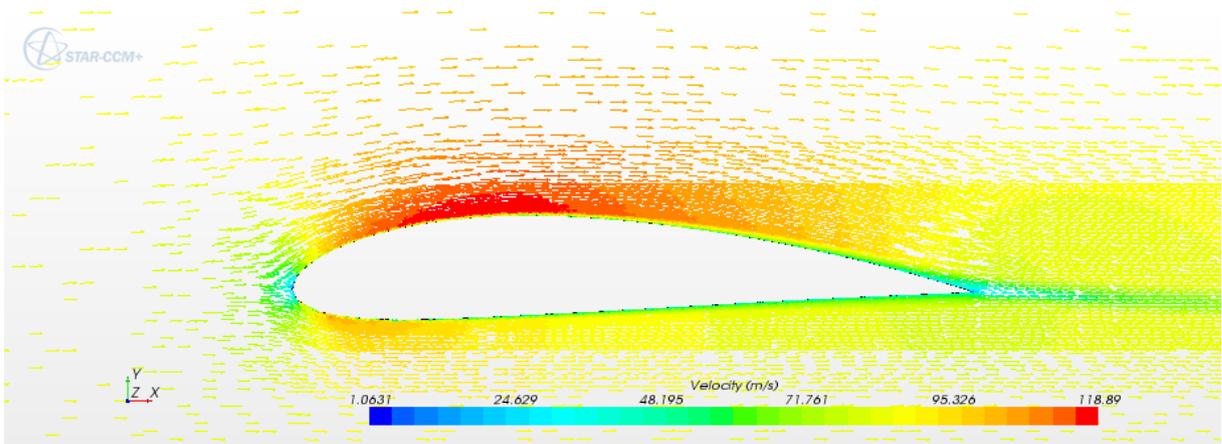


Figura 9.29. NACA 4415. Alfa = 0° . Vettori velocità.

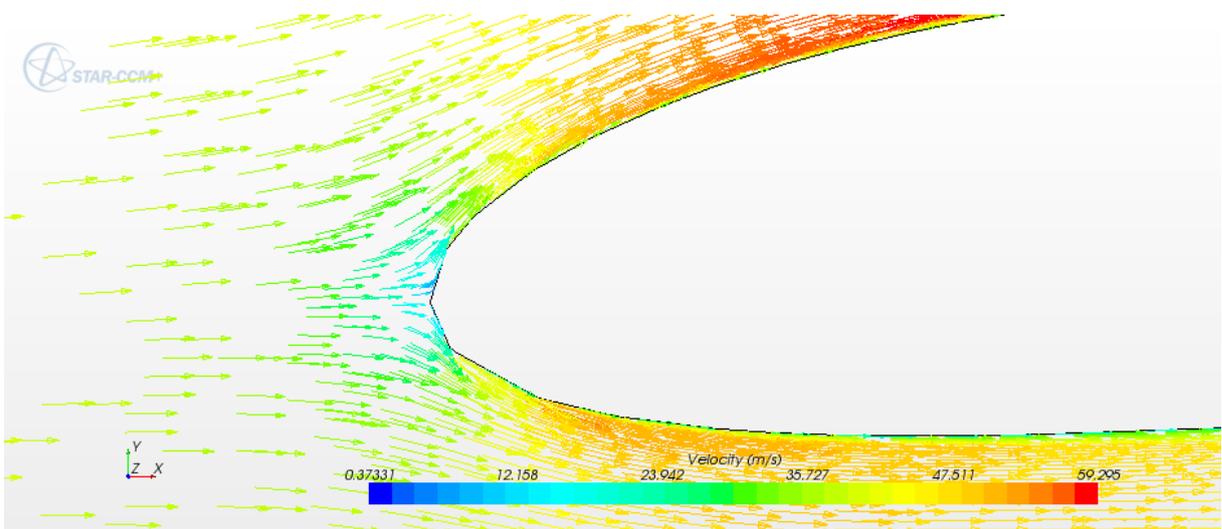


Figura 9.30. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio LE.

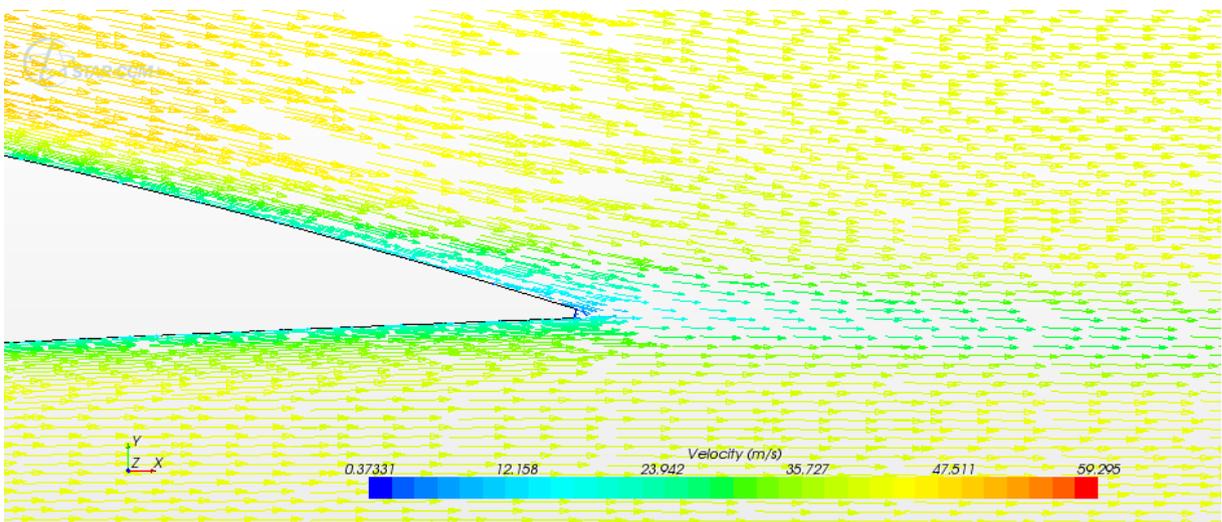


Figura 9.31. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio TE.

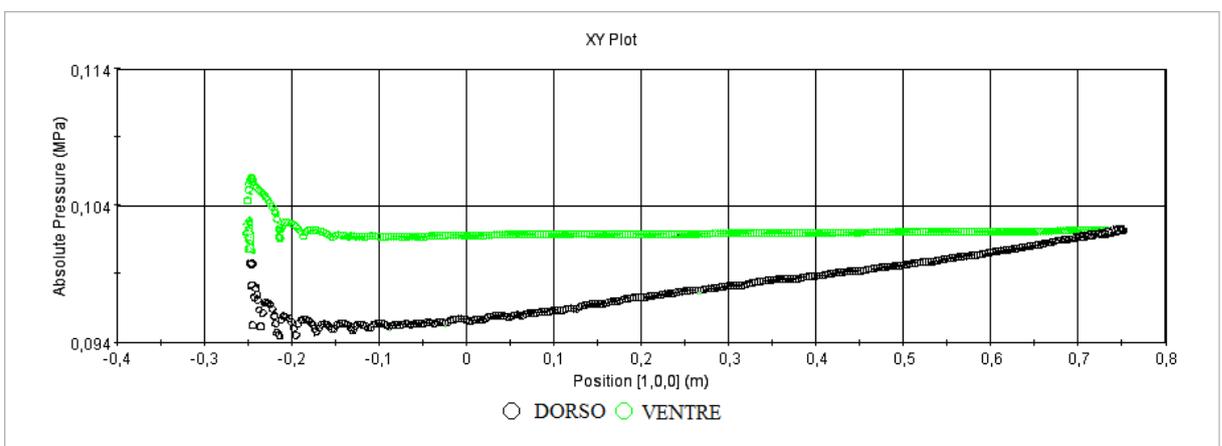


Figura 9.32. NACA 4415. Alfa = 4°. Pressione assoluta lungo la corda.

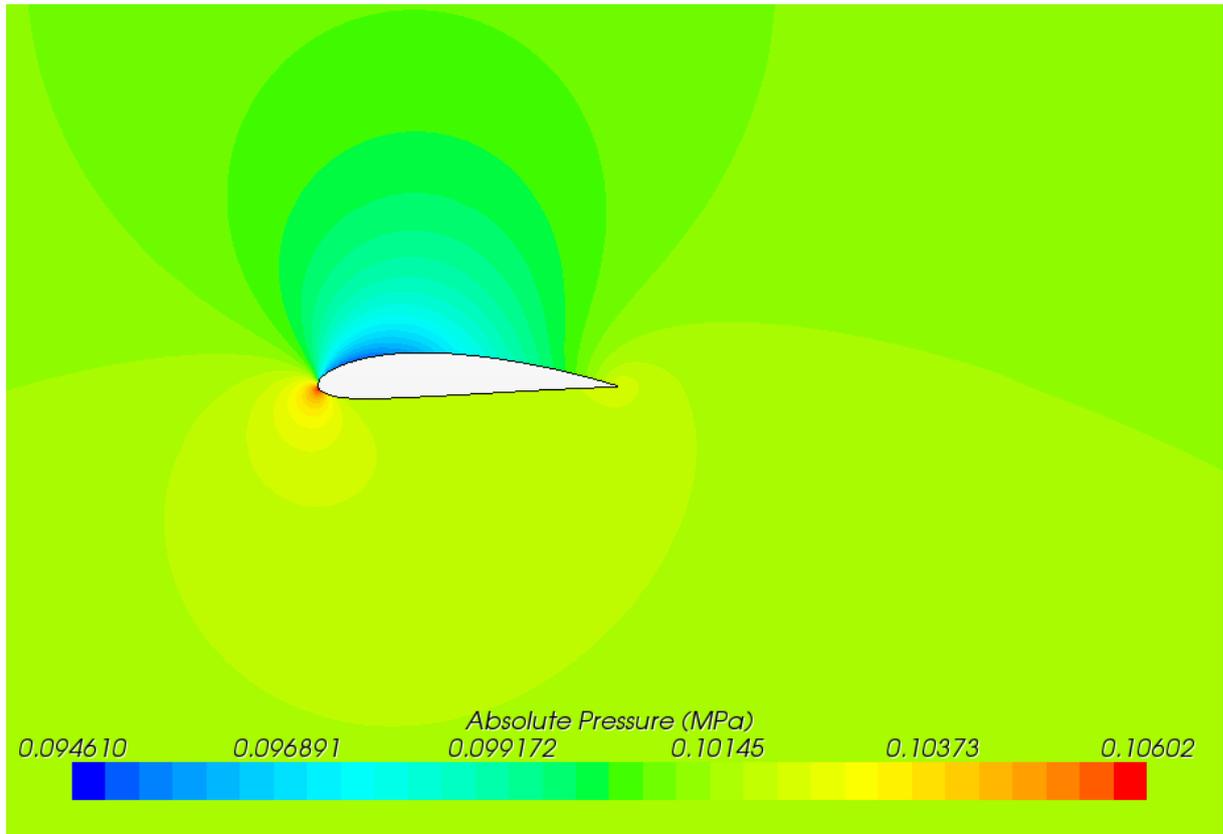


Figura 9.33. NACA 4415. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta.

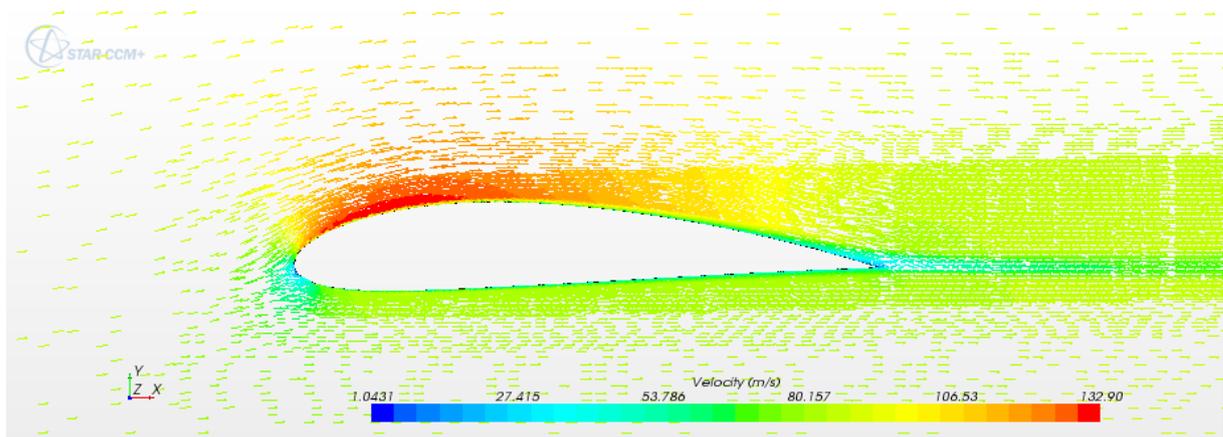


Figura 9.34. NACA 4415. Alfa = 4°. Vettori velocità.

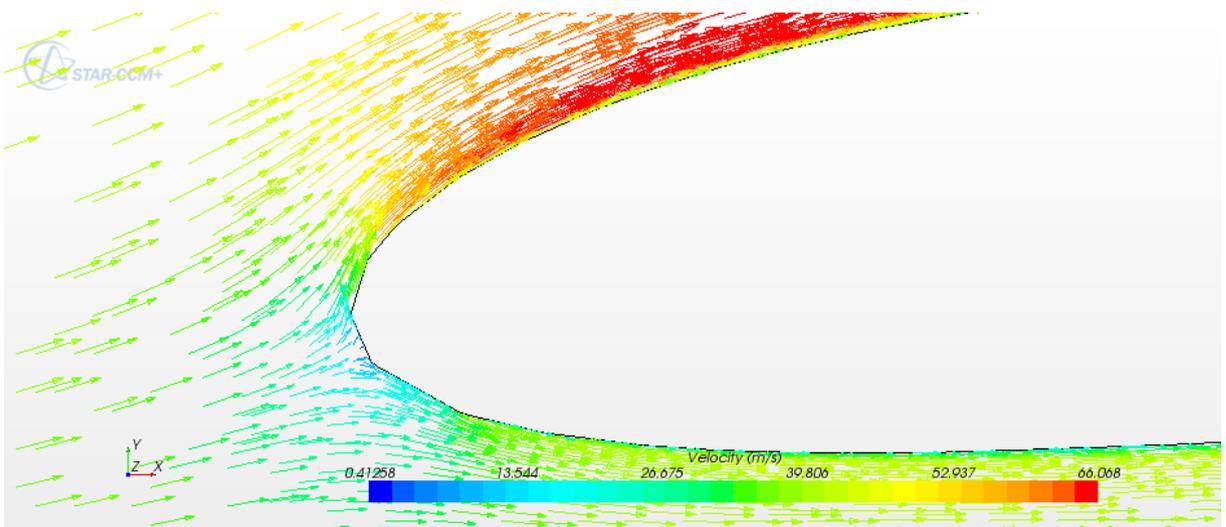


Figura 9.35. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio LE.

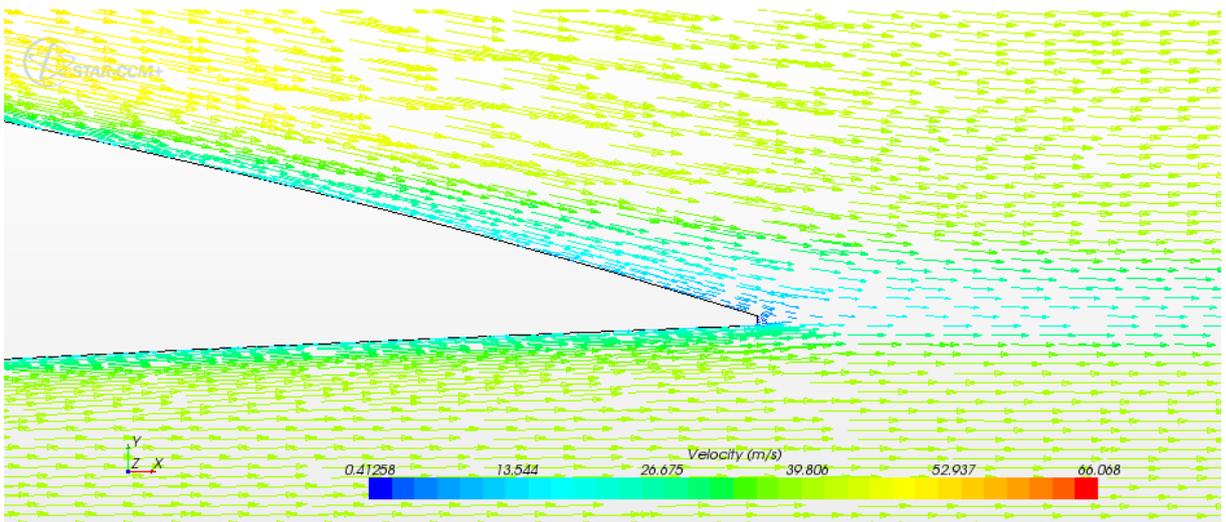


Figura 9.36. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio TE.

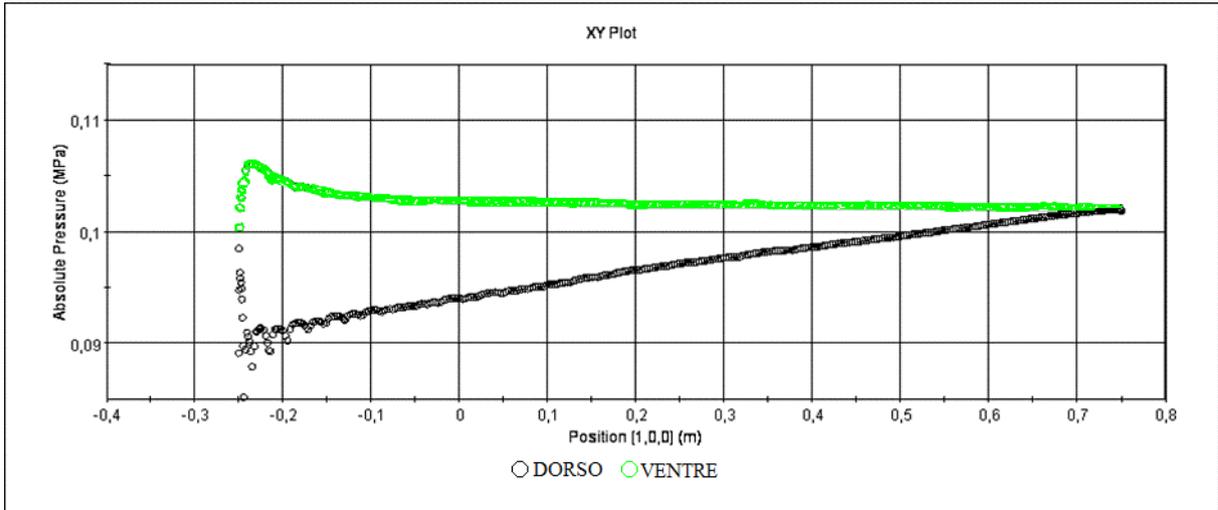


Figura 9.37. NACA 4415. Alfa = 8°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.

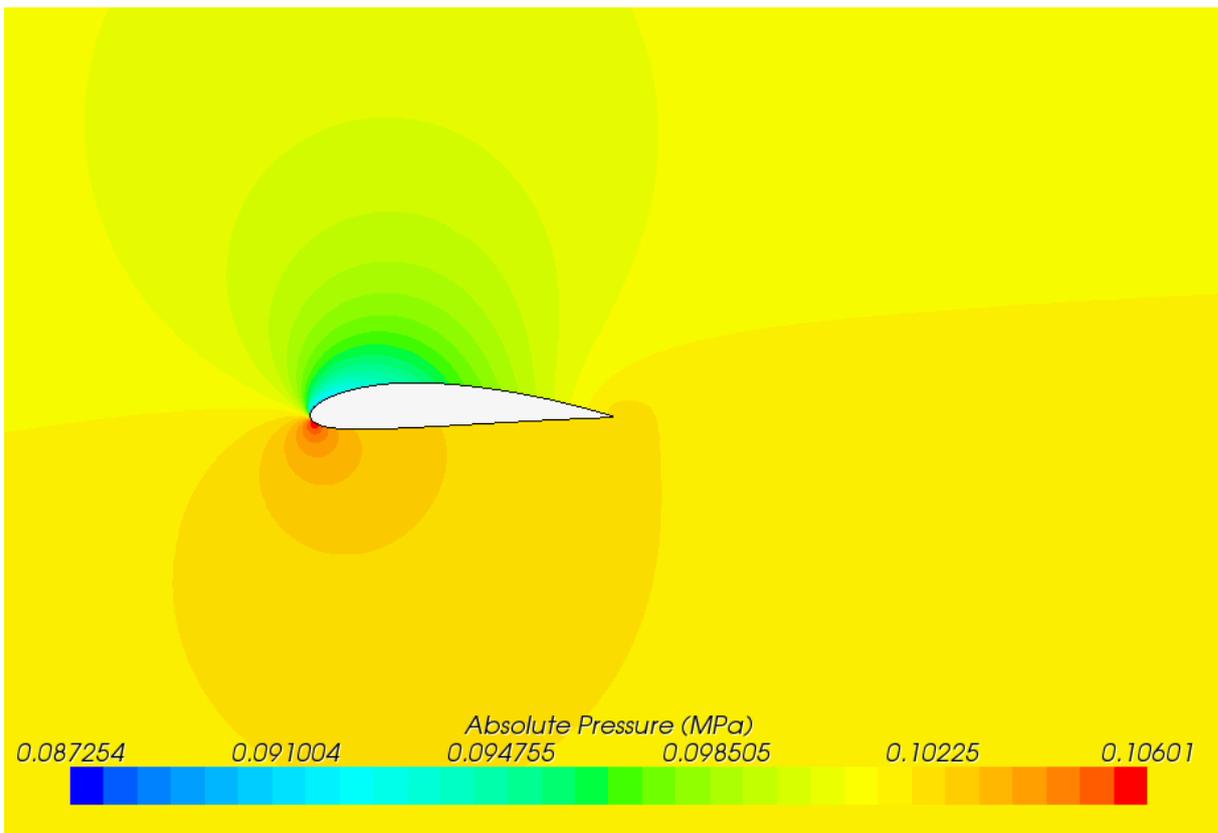


Figura 9.38. NACA 4415. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta.

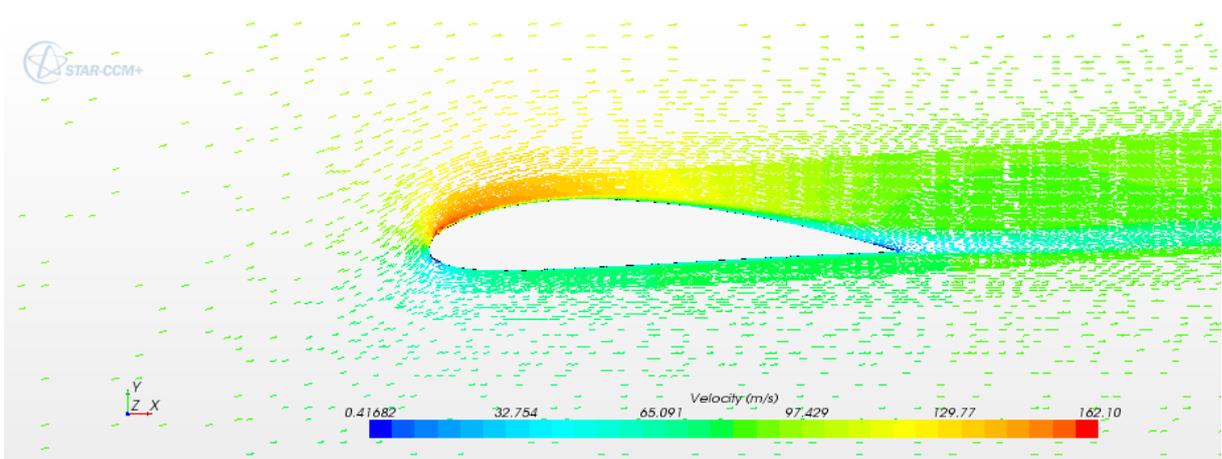


Figura 9.39. NACA 4415. Alfa = 8°. Vettori velocità.

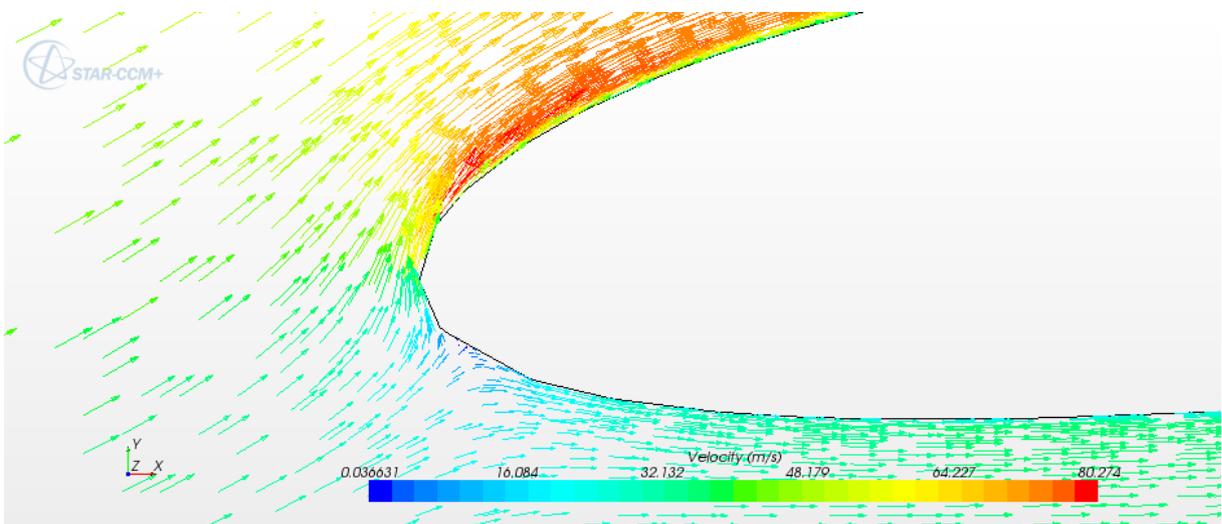


Figura 9.40. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio LE.

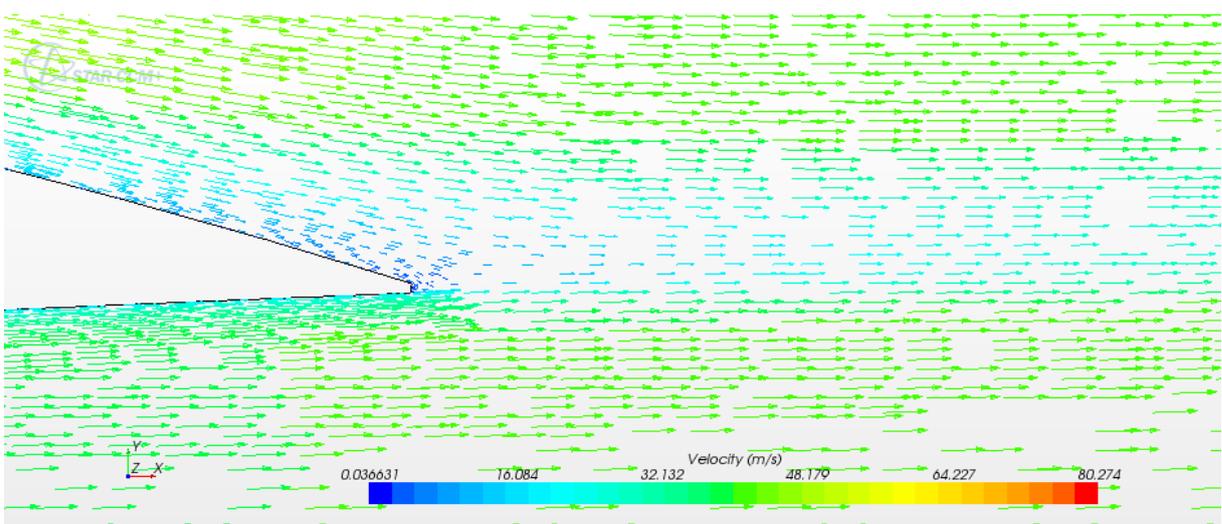


Figura 9.41. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio TE.

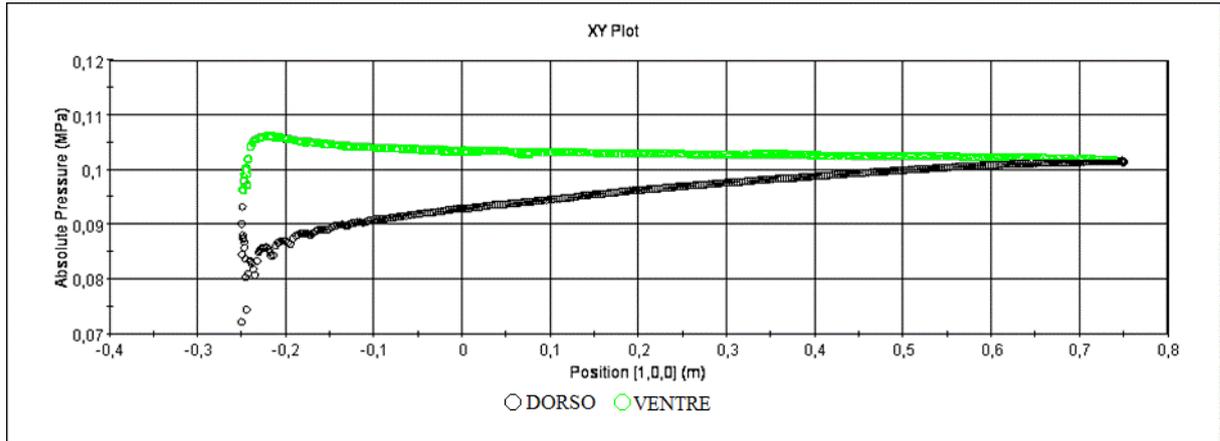


Figura 9.42. NACA 4415. Alfa = 12°. Pressione assoluta lungo la corda.

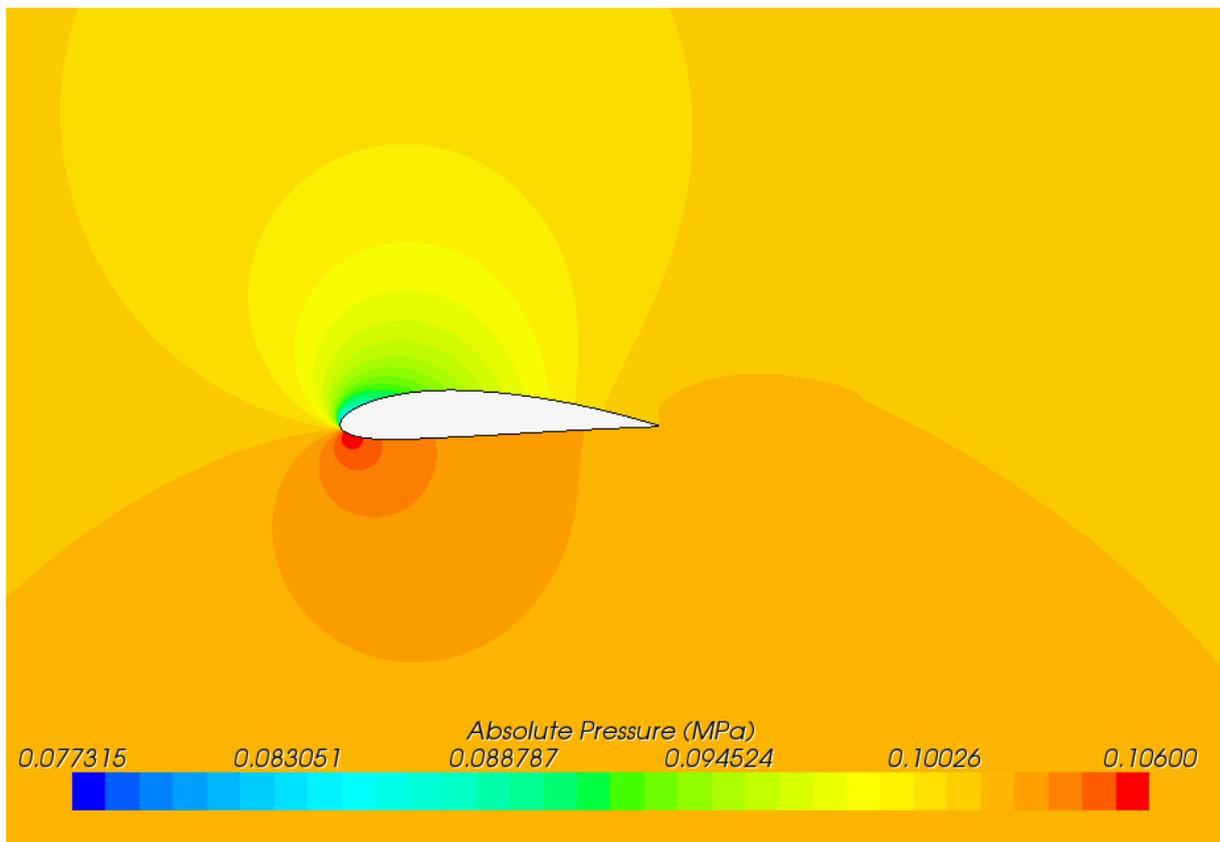


Figura 9.43. NACA 4415. Alfa = 12°. Campo di pressione assoluta.

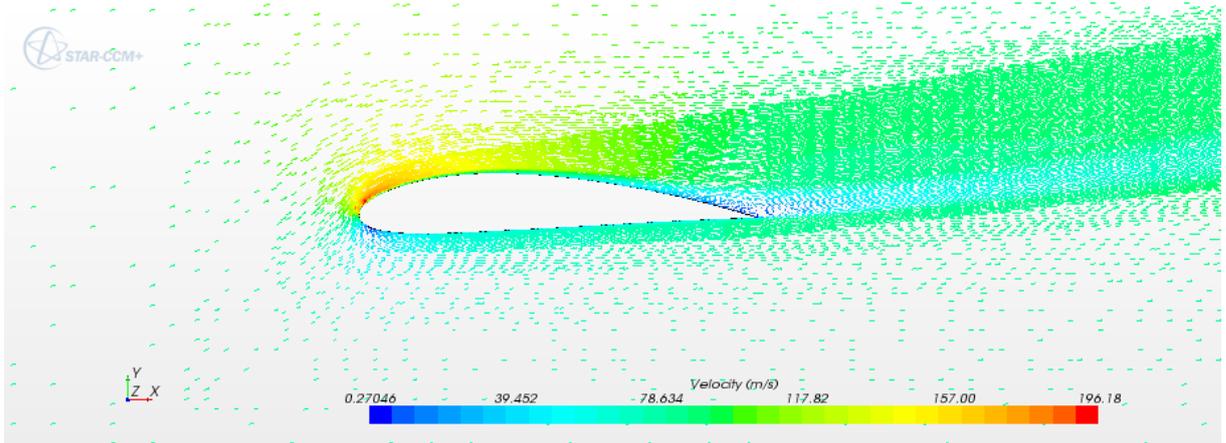


Figura 9.44. NACA 4415. Alfa = 12°. Vettori velocità.

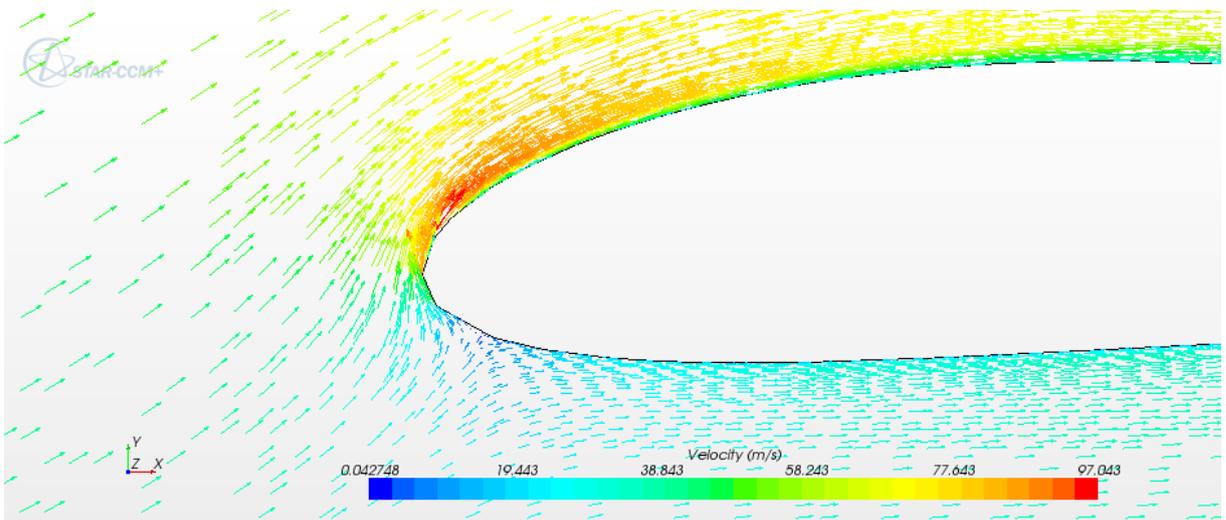


Figura 9.45. NACA 4415. Alfa = 12°. Dettaglio LE.

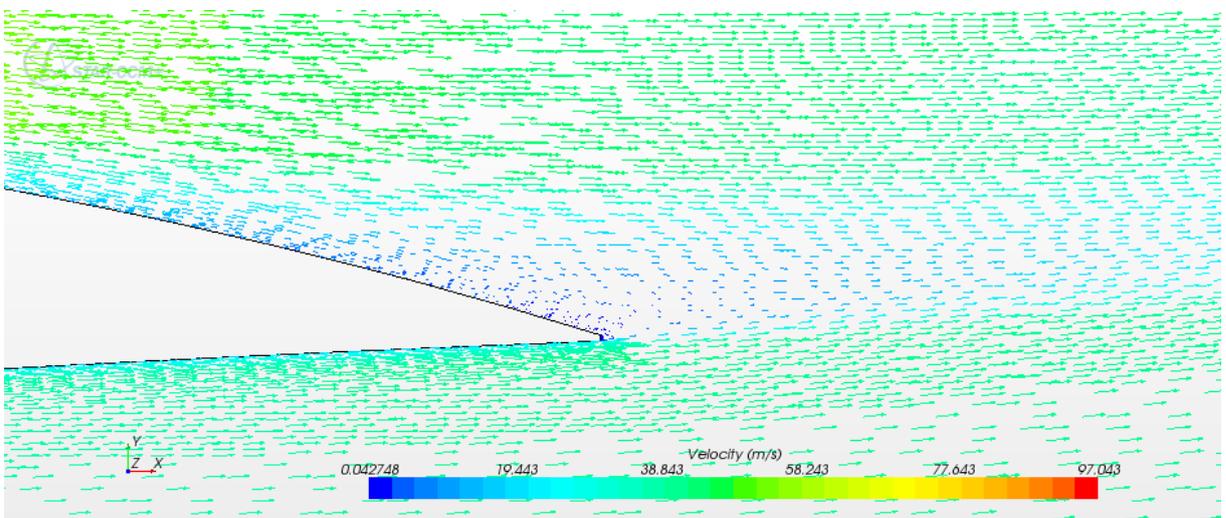


Figura 9.46. NACA 4415. Alfa = 12°. Dettaglio TE.

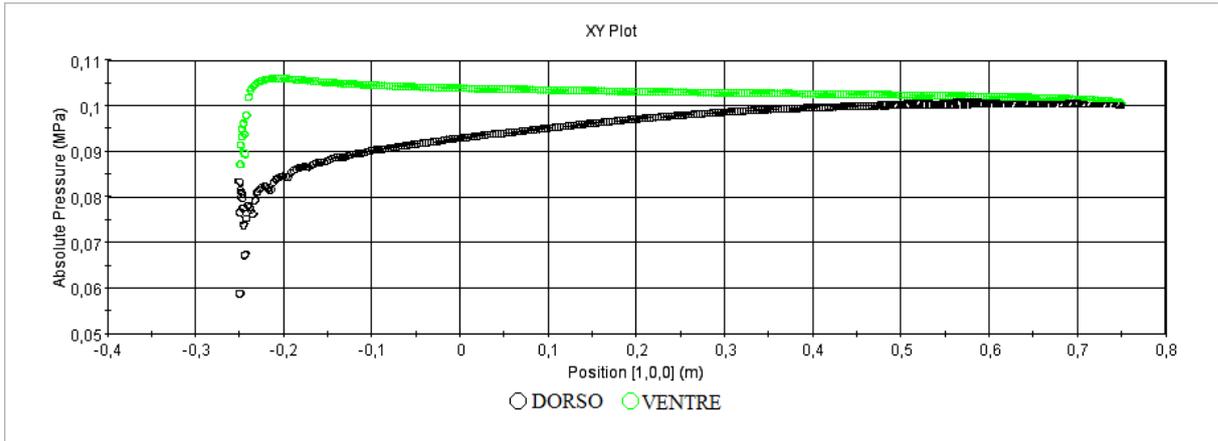


Figura 9.47. NACA 4415. Alfa = 16°. Pressione assoluta lungo la corda.

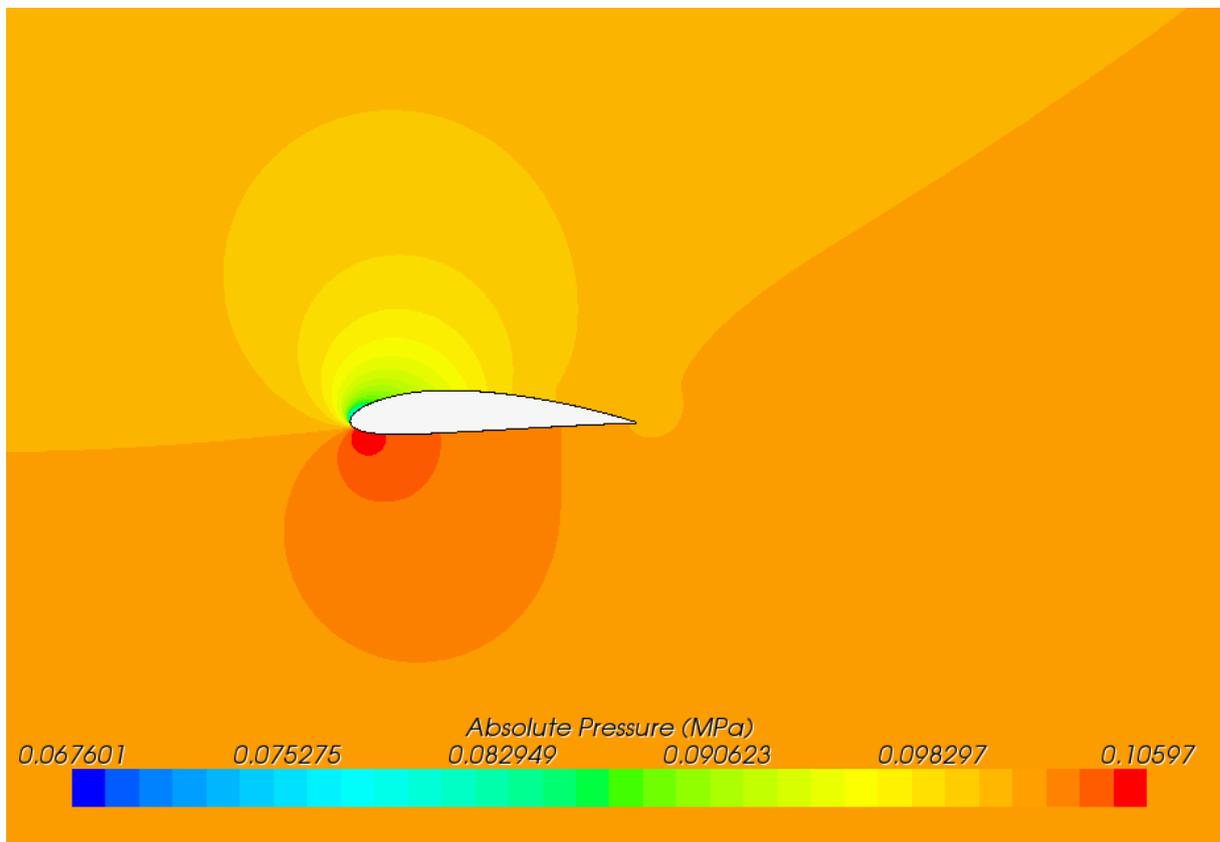


Figura 9.48. NACA 4415. Alfa = 16°. Campo di pressione assoluta.

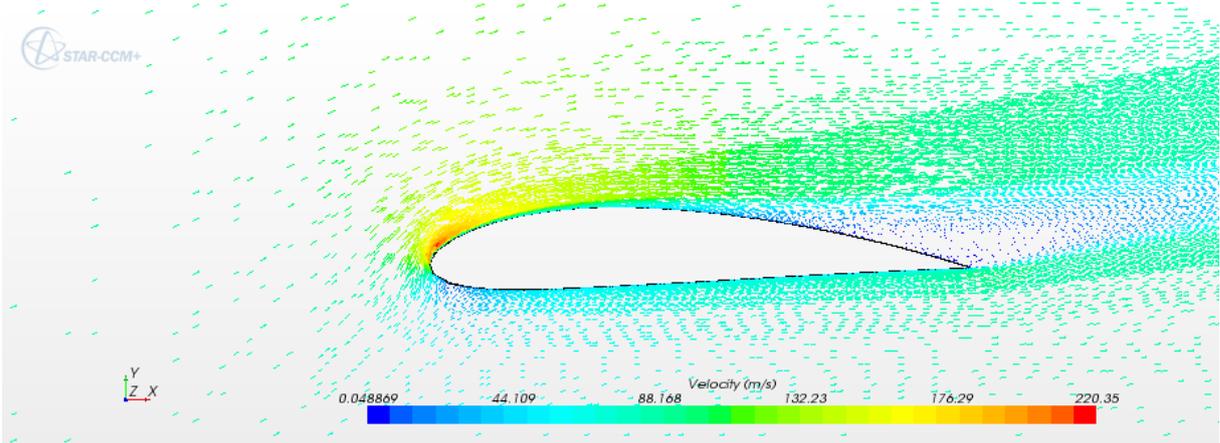


Figura 9.49. NACA 4415. Alfa = 16°. Vettori velocità.

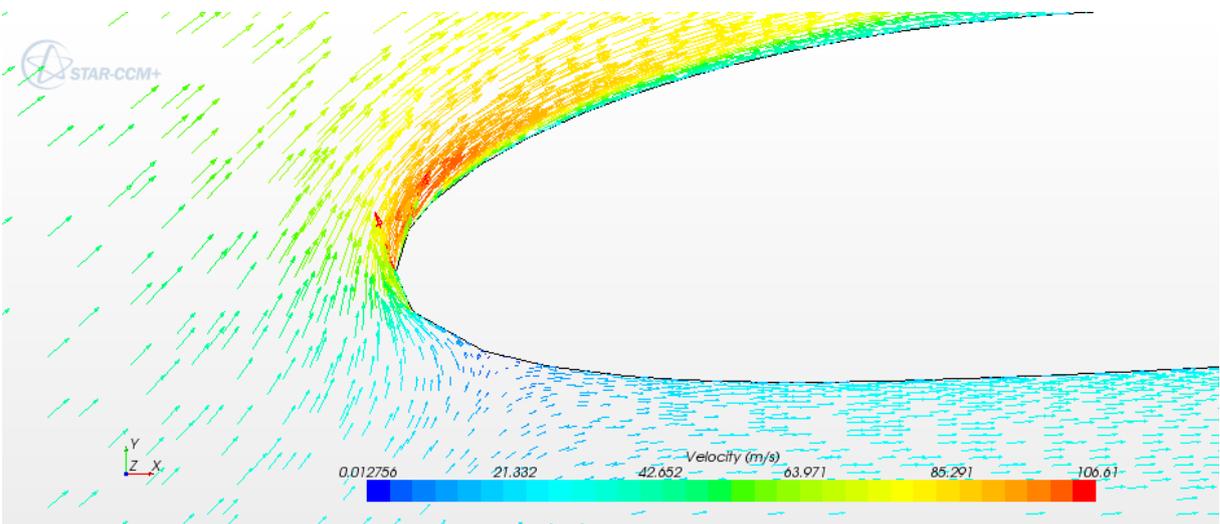


Figura 9.50. NACA 4415. Alfa = 16°. Dettaglio LE.

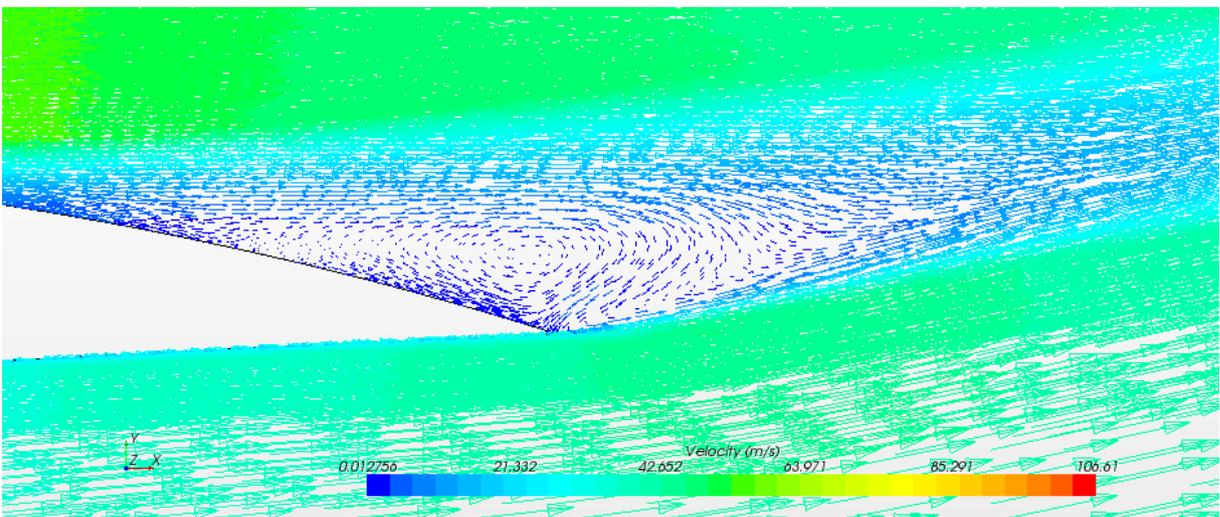


Figura 9.51. NACA 4415. Alfa = 16°. Dettaglio TE.

Sezione II, Modelli di transizione

Nella presente sezione si analizzeranno e confronteranno due modelli di transizione al fine di correggere gli errori numerici dovuto al modello $k-\varepsilon$, il quale non è intrinsecamente rappresentativo della fisica del problema e che restituisce una sovrastima del coefficiente di resistenza a causa della presenza di una non trascurabile zona laminare sul profilo. A tal fine si confronteranno un modello semi-empirico e un modello di transizione disponibile su Star. L'obiettivo in entrambi i casi è l'identificazione del punto di transizione laminare-turbolento del flusso e correggere le sovrastime ottenute dal modello di turbolenza $k-\varepsilon$ sul coefficiente di resistenza.

Capitolo 10

Transizione laminare-turbolento, NACA 4415

Nella risoluzione del problema verranno adesso adottate e confrontate una soluzione di tipo semi-empirico ed una che si avvale dell'utilizzo del modello di transizione Gamma ReTheta, appartenente alla famiglia k- ω .

10.1 Modello semi-empirico

La procedura utilizzata si riassume nei seguenti punti:

- Stima del punto di transizione su dorso e ventre del profilo a partire dal caso laminare
- Modifica delle “*Boundaries*” e generazione della nuova mesh
- Simulazione del profilo con modello k- ϵ e l'opzione di “*turbulence suppression*”

La procedura semi-empirica si propone innanzitutto di individuare il punto di transizione su dorso e ventre del profilo. A partire dalla stessa mesh utilizzata precedentemente, si modifica il modello fisico simulando flusso totalmente laminare.

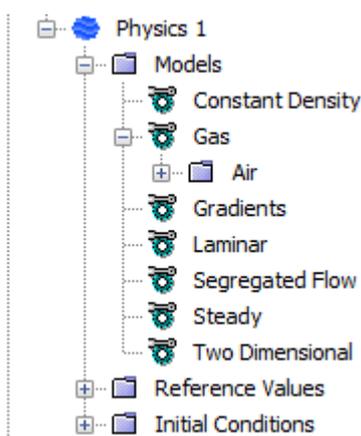


Figura 10.1. Modello fisico laminare

L'obiettivo è quello di individuare il punto in corrispondenza del quale la soluzione numerica si instabilizza. In figura 10.2 è rappresentato un esempio dell'andamento delle azioni tangenziali sul dorso e ventre del profilo da cui si possono notare i punti a partire dai quali le azioni si instabilizzano. In tali punti si può identificare la transizione da flusso laminare a turbolento.

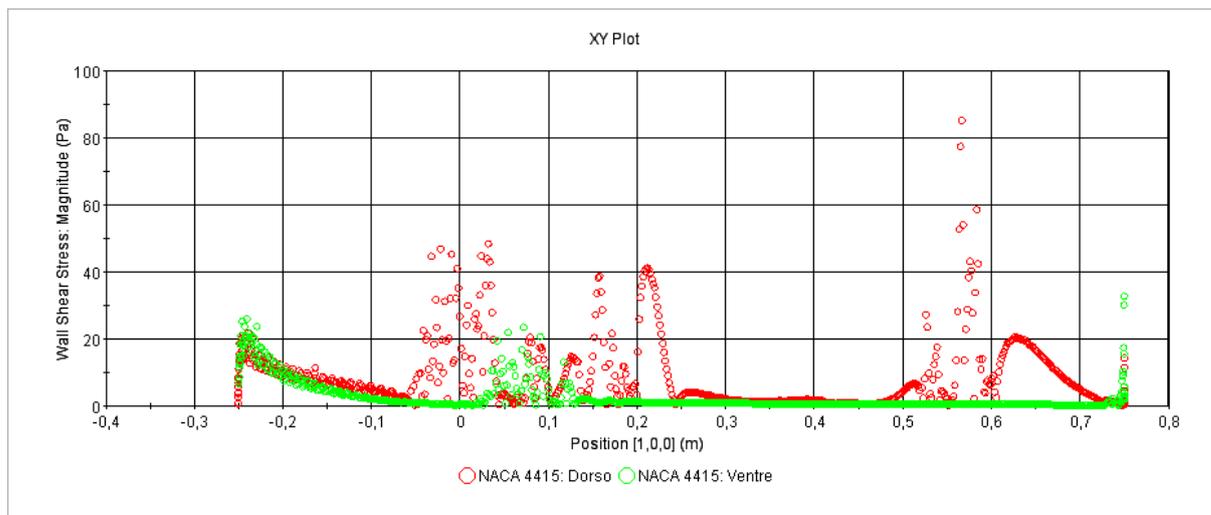


Figura 10.2. Punto di transizione modello semi-empirico

Si modifica la geometria del profilo dividendo le *Boundaries* di dorso e ventre in corrispondenza dei punti di transizione.

Ottenuta la nuova geometria e mesh, si imposta il modello fisico utilizzando il modello di turbolenza $k-\epsilon$ affiancato dall'opzione di "*turbulence suppression*".

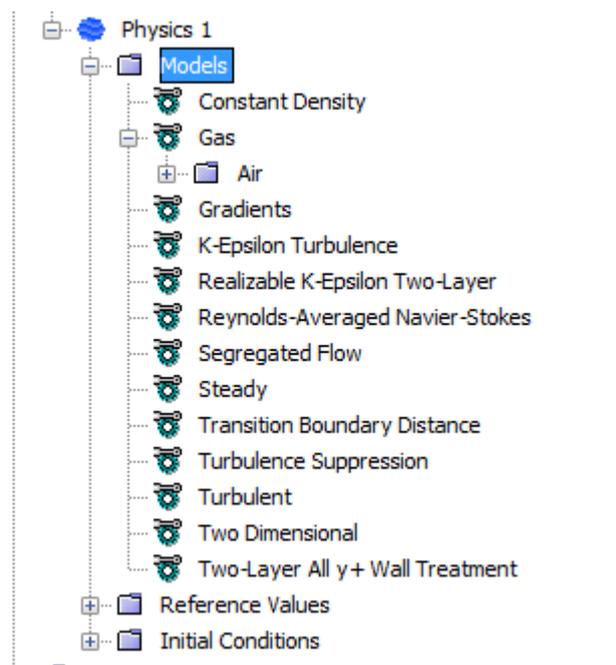


Figura 10.3. Modello fisico $k-\varepsilon$ con "turbulence suppression"

Questa opzione viene applicata alle *Boundaries* di dorso e ventre in corrispondenza delle quali è stato individuato flusso laminare; superati i punti di transizione il codice risolverà il caso analizzato avvalendosi del modello $k-\varepsilon$.

Per ogni caso analizzato, va risolto fino a convergenza prima il caso laminare per individuare i punti di transizione e successivamente il caso turbolento misto a laminare.

Inoltre si noti che la procedura deve essere ripetuta per ogni incidenza e ogni valore Reynolds analizzato dal momento che i punti di transizione cambiano continuamente.

10.2 Modello di transizione K-Omega - Gamma ReTheta

La seconda procedura utilizzata si avvale del modello di turbolenza Gamma ReTheta, appartenente alla famiglia di modelli $k-\omega$. In questo caso sarà il codice stesso ad individuare i punti di transizione sul profilo (fig. 10.4) ed utilizzare gli opportuni modelli di calcolo per la valutazione delle caratteristiche aerodinamiche, tenendo in conto anche gli effetti dovuti al flusso laminare.

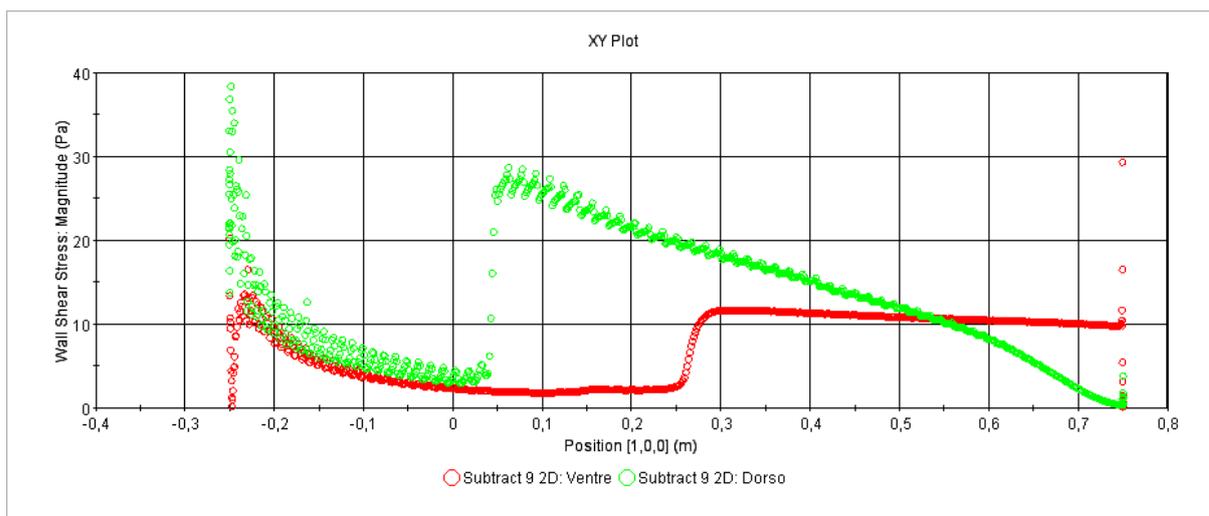


Figura 10.4. Punti di transizione modello di $k-\omega$.

In definitiva, è possibile recuperare geometria e mesh precedentemente utilizzate, con l'unica variazione del modello fisico.

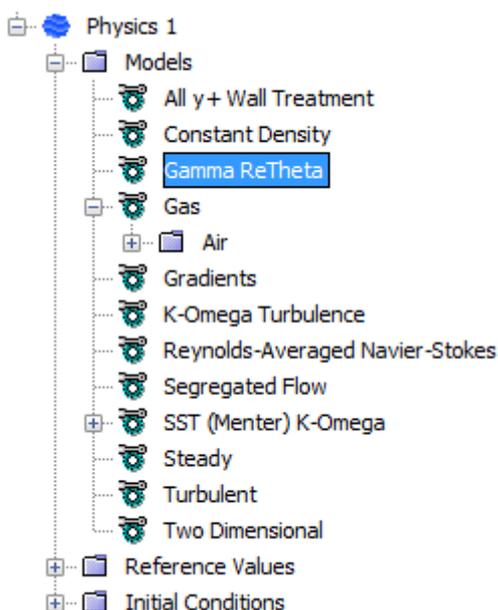


Figura 10.5. Modello fisico $k-\omega$

Infine bisogna definire il Free Stream Edge (FSE): bisogna definire, prima di lanciare la simulazione, una stima del massimo spessore di strato limite che ci si aspetta sul corpo, per cui si riconsidera la stima precedentemente effettuata tramite le formule semi-empiriche di Blasius.

A tale scopo va definita una opportuna field function che dovrà essere inserita alla voce Free Stream Edge delle proprietà del modello Gamma ReTheta. La field function da definire per uno strato limite di altezza massima di 24 mm sarà di questo tipo: $\$WallDistance > 0.024 ? 1 : 0$

Capitolo 11

Risultati dei modelli di transizione

11.1 Dati, curve di portanza e di resistenza

Si riportano di seguito i risultati ottenuti dai modelli di transizione e confrontati con i dati sperimentali per valutarne l'effettiva qualità.

Profilo NACA 4415	Section Drag Coefficient , C_D		
	REYNOLDS 3 000 000		
Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello Semiempirico	Modello di transizione k- ω
-4	0.0076	0.0082	0.0078
-2	0.0073	0.0076	0.0074
0	0.0072	0.0075	0.0075
2	0.0074	0.0076	0.0077
4	0.0076	0.0080	0.0079
6	0.0085	0.0093	0.0088
8	0.0119	0.0126	0.0120
10	0.0159	0.0175	0.0152
12	0.0232	0.0243	0.0221
14		0.0082	0.0078

Tabella 11-1 Risultati numerici C_D con modelli di transizione, Reynolds = 3 000 000

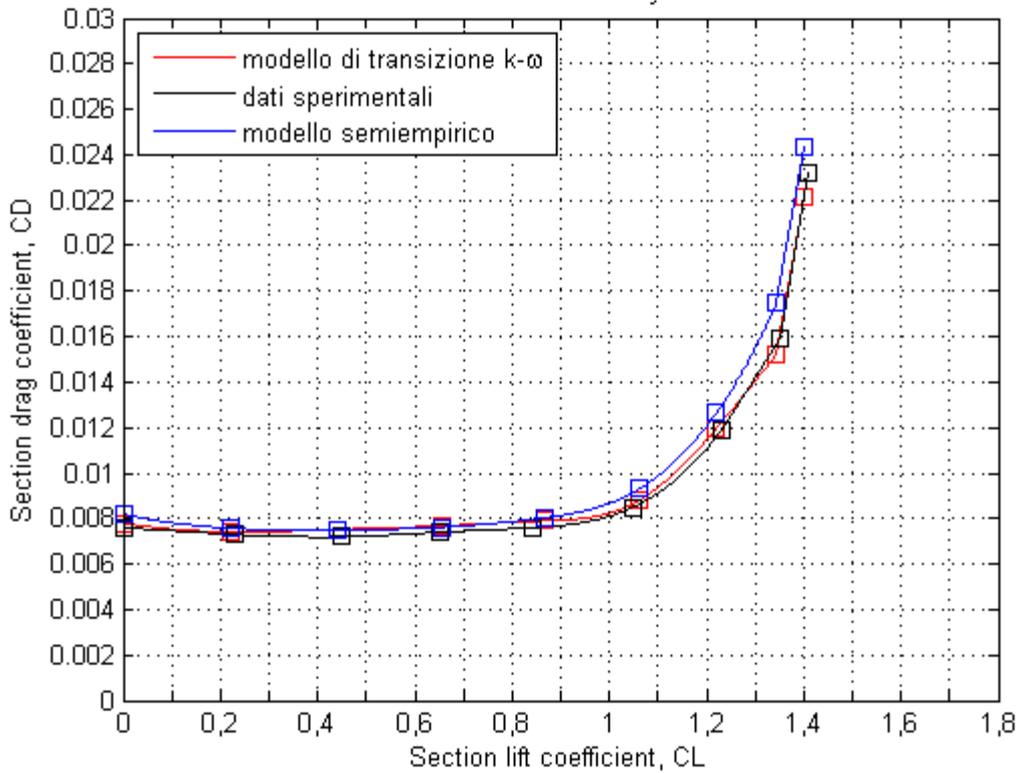


Figura 11.1 NACA 4415. Curva C_L - C_D , Reynolds = 3 000 000

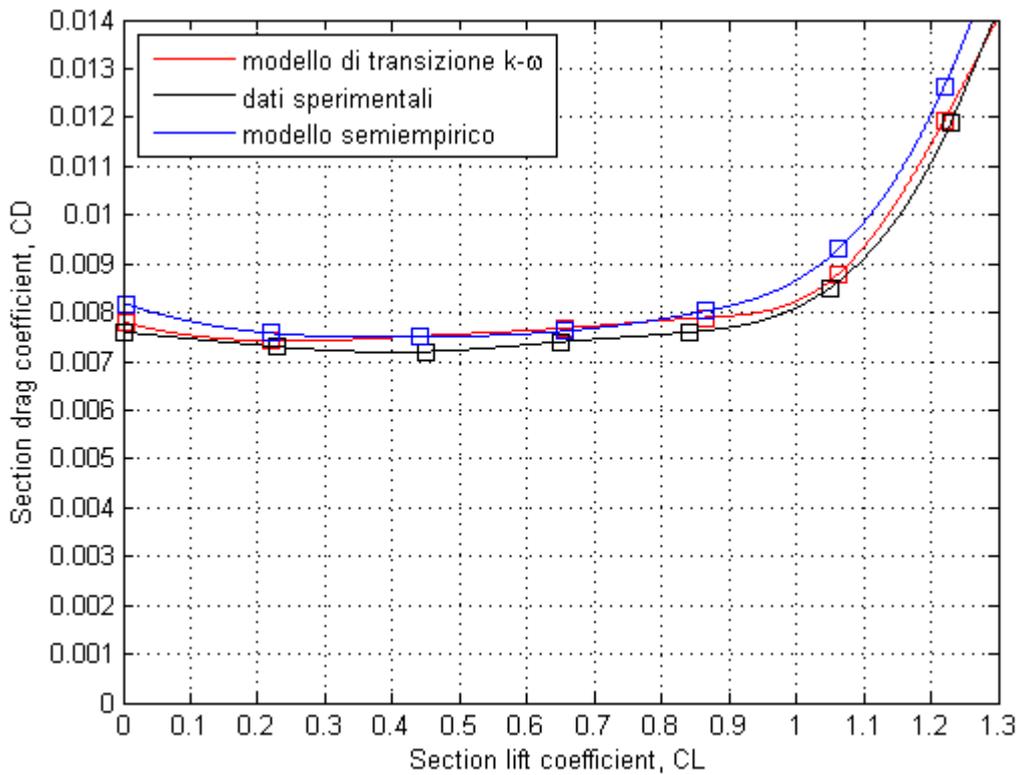


Figura 11.2 NACA 4415. Dettaglio curva C_L - C_D , Reynolds = 3 000 000

Profilo NACA 4415	Section Drag Coefficient , C_D		
	REYNOLDS 6 000 000		
	Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello Semiempirico
-4	0.0070	0.0070	0.0071
-2	0.0066	0.0067	0.0069
0	0.0065	0.0069	0.0067
2	0.0068	0.0072	0.0068
4	0.0072	0.0080	0.0072
6	0.0081	0.0091	0.0085
8	0.0110	0.0112	0.0109
10	0.0140	0.0140	0.0135
12	0.0179	0.0205	0.0180
14		0.0257	0.0247

Tabella 11-2 Risultati numerici C_D con modelli di transizione, Reynolds = 6 000 000

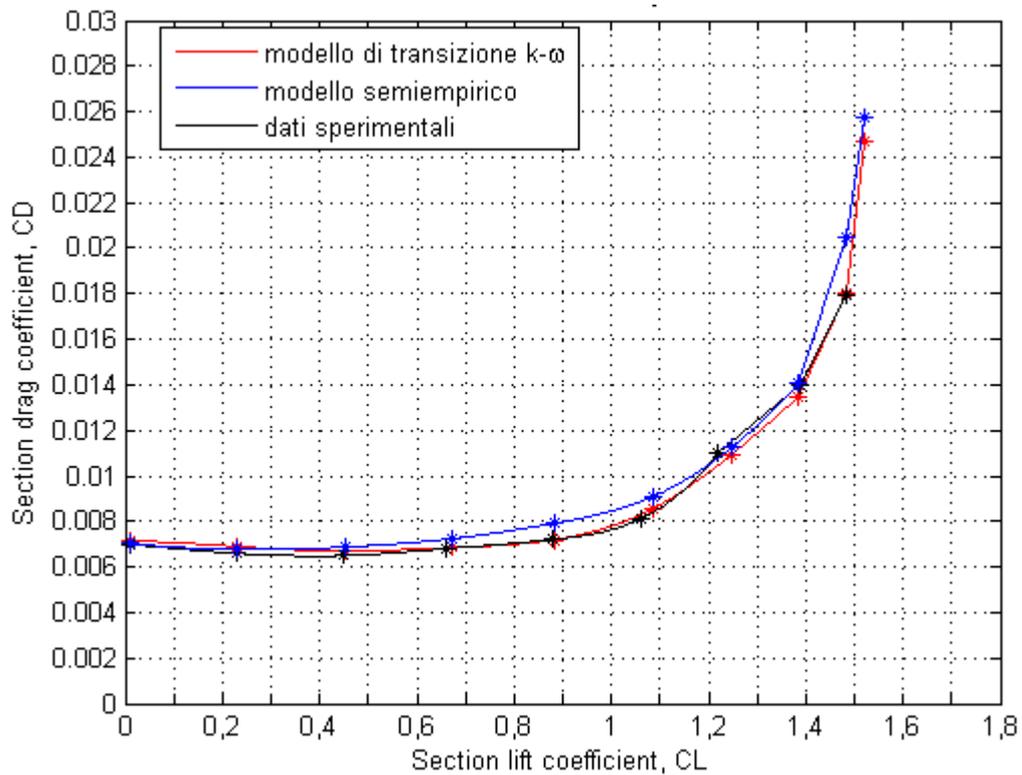
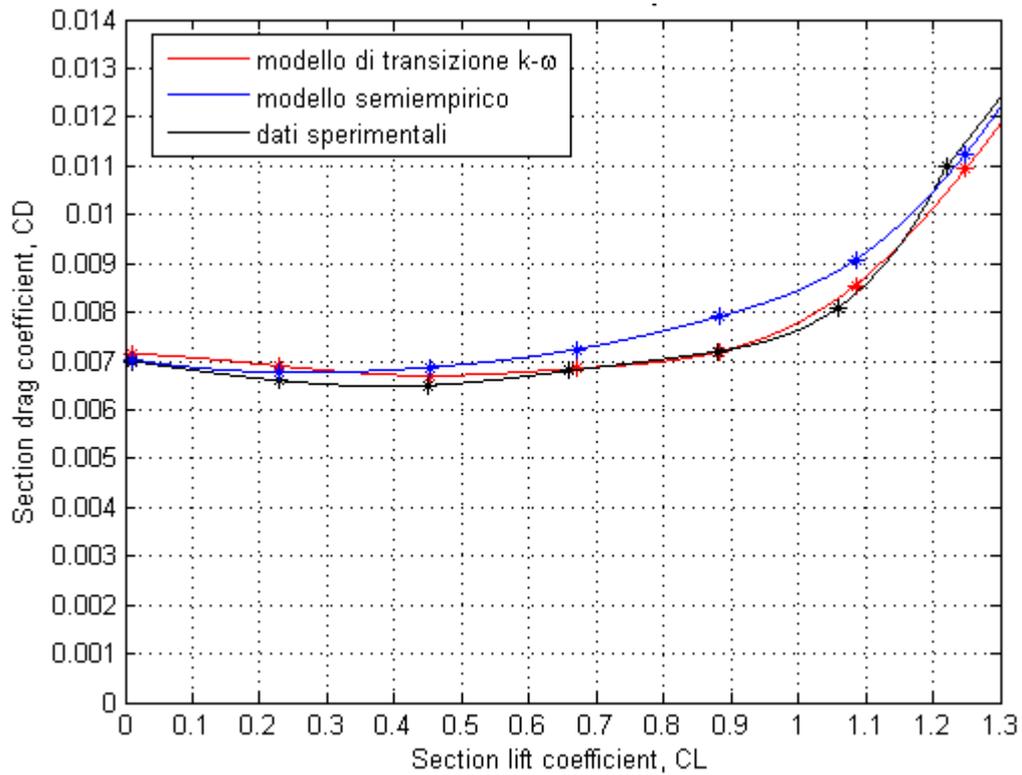


Figura 11.3 NACA 4415. Curva C_L - C_D , Reynolds = 6 000 000

Figura 11.4. Dettaglio curva C_L - C_D , Reynolds = 6 000 000

Profilo NACA 4415	Section Drag Coefficient , C_D		
	REYNOLDS 9 000 000		
	Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello Semiempirico
-4	0.0066	0.0065	0.0066
-2	0.0063	0.0065	0.0064
0	0.0063	0.0066	0.0063
2	0.0067	0.0068	0.0067
4	0.0071	0.0074	0.0073
6	0.0080	0.0085	0.0083
8	0.0097	0.0110	0.0108
10	0.0128	0.0135	0.0133
12	0.0155	0.0173	0.0175
14	0.0175	0.0215	0.0230

Tabella 11-3 Risultati numerici C_D con modelli di transizione, Reynolds = 9 000 000

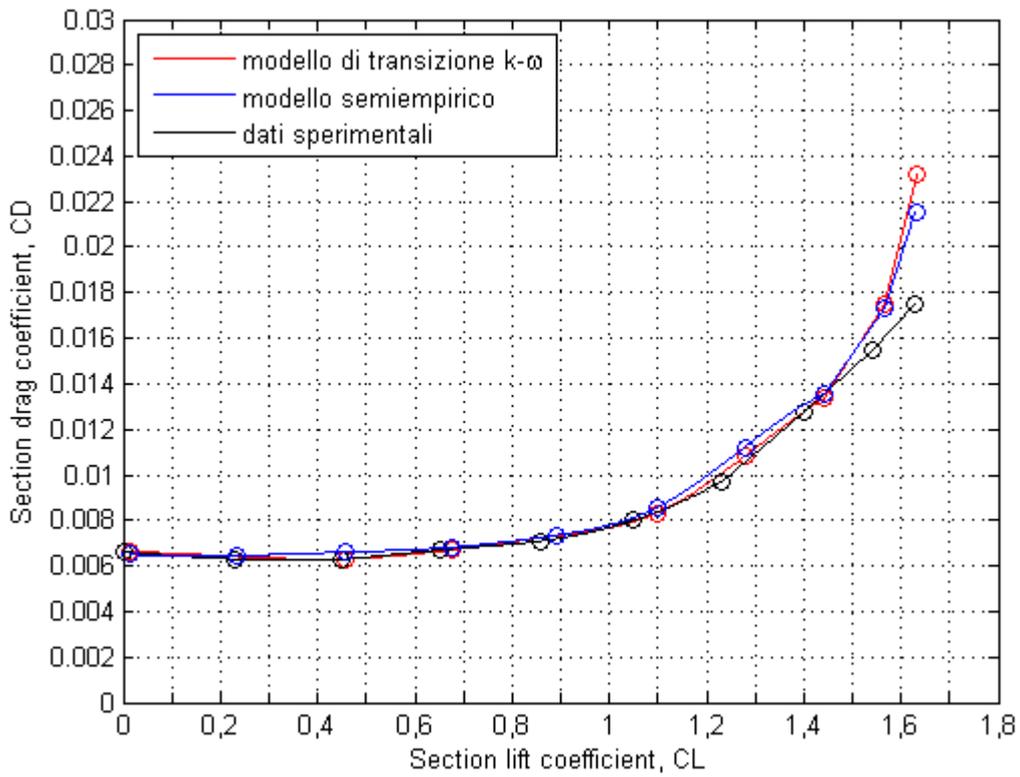


Figura 11.5 NACA 4415. Curva C_L - C_D , Reynolds = 9 000 000

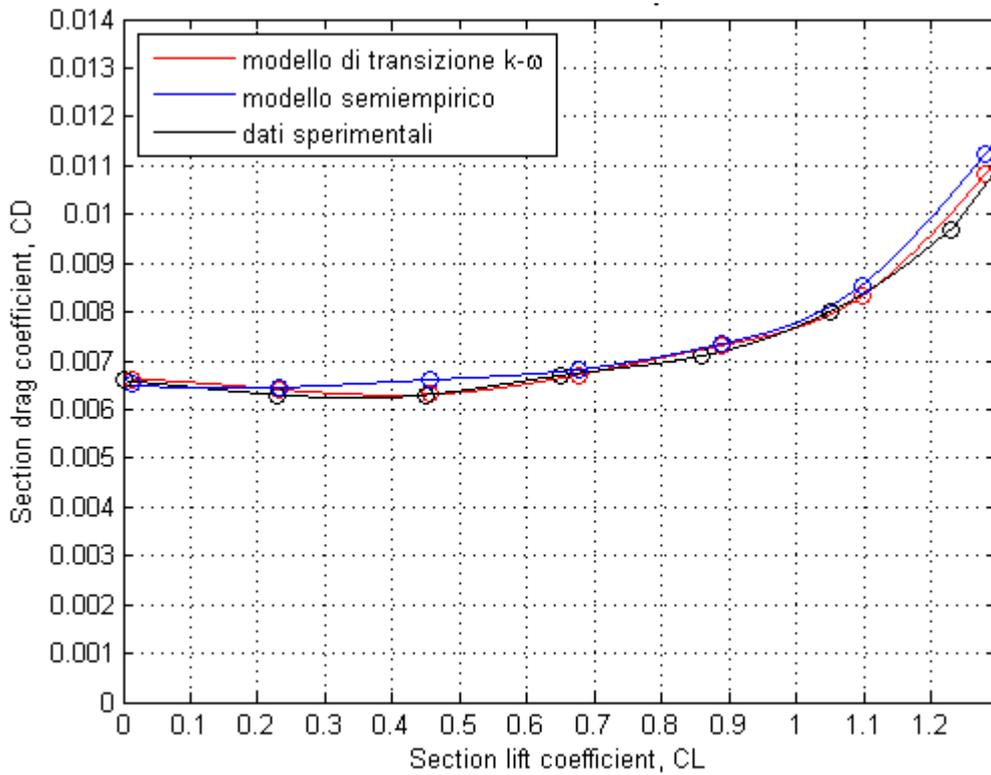


Figura 11.6 Dettaglio curva C_L - C_D , Reynolds = 9 000 000

Si evince dai risultati ottenuti che entrambe le procedure utilizzate risultano efficaci per la determinazione dei coefficienti di resistenza nelle varie condizioni operative di Reynolds considerati, con errori trascurabili soprattutto a basse incidenze.

Confrontando direttamente le due procedure si preferisce, d'ora in avanti, utilizzare il modello Gamma ReTheta piuttosto che la procedura semi-empirica per le seguenti considerazioni: il modello semi-empirico necessita della simulazione preliminare del caso laminare con conseguente modifica della geometria di base e generazione di una nuova mesh. Per cui, nonostante il modello k- ϵ sia più stabile e giunga prima a convergenza del k- ω , la risoluzione di ogni caso risulta essere più dispendiosa e senza ottenere una migliore qualità dei risultati.

E' anche da sottolineare che i punti di transizione ottenuti dal caso laminare non sempre sono di facile identificazione: in alcuni dei casi è possibile solo identificare un intervallo all'interno del quale è contenuto tale punto, senza un preciso criterio di determinazione. Ciò è dovuto alle azioni tangenziali sul profilo, le quali possono impiegare varie percentuali di corda prima di instabilizzarsi del tutto. Inoltre questa incertezza è dovuta al modello fisico stesso, il quale forza numericamente la soluzione a rimanere in campo laminare, con possibili scostamenti rispetto all'andamento reale.

Si vuole valutare a questo punto la qualità dei risultati del modello di transizione k- ω in merito alle curve di portanza al variare di Reynolds. Si riportano nelle seguenti tabelle e grafici, i dati ottenuti da tale modello con quelli sperimentali e con il modello k- ϵ .

Profilo NACA 4415	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 3 000 000		
	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ	Modello di transizione k- ω
-4	0	0.004	0.03
-2	0.23	0.221	0.22
0	0.45	0.440	0.46
2	0.65	0.655	0.68
4	0.84	0.865	0.90
6	1.05	1.063	1.1
8	1.23	1.220	1.27
10	1.35	1.344	1.40
12	1.41	1.402	1.48
14	1.37	1.356	1.42
16	1.31	1.306	1.37

Tabella 11-4 Confronto C_L con modelli di transizione, Reynolds = 3 000 000

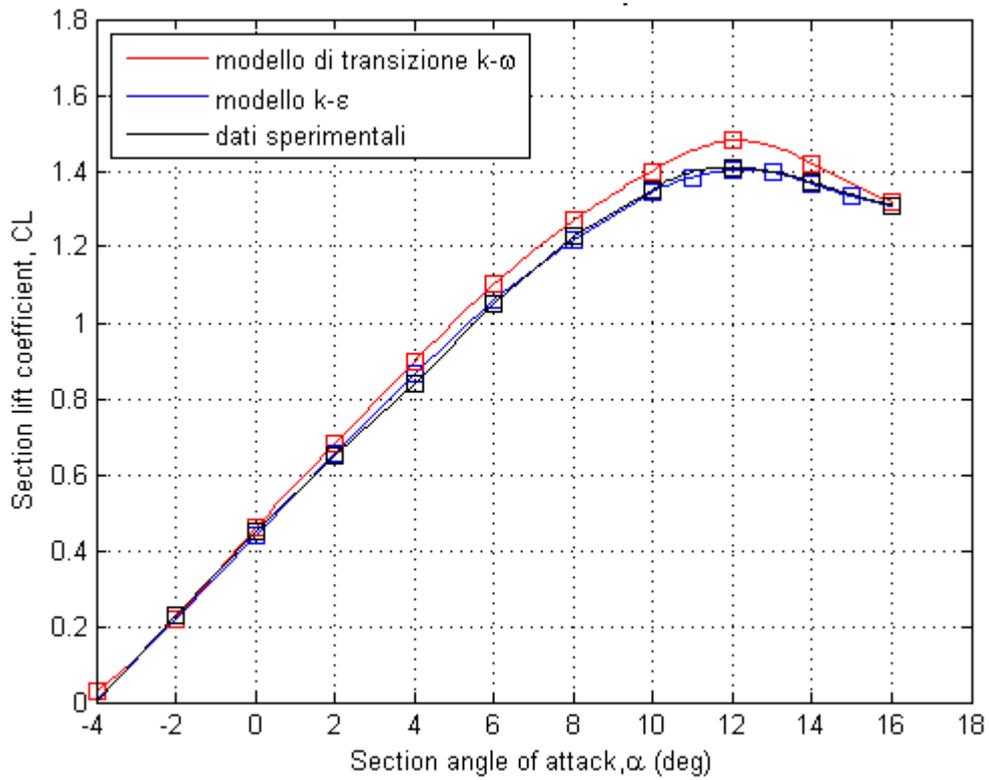


Figura 11.7 NACA 4415. Curva $CL-\alpha$, Reynolds 3 000 000

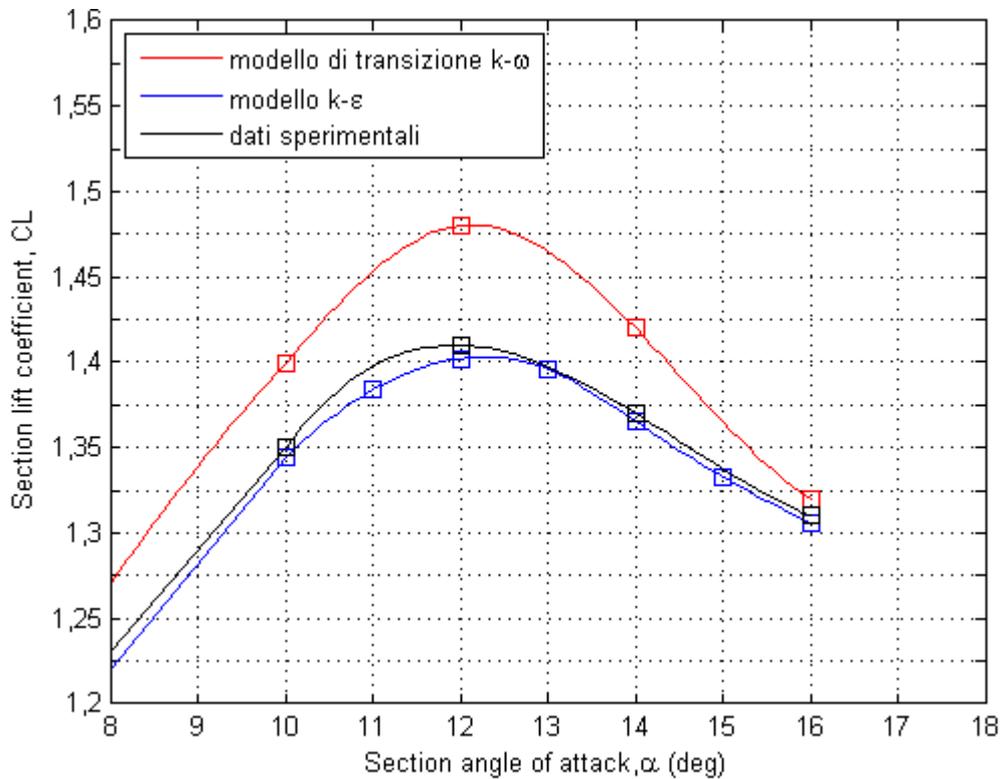


Figura 11.8 Dettaglio curva $CL-\alpha$, Reynolds 3 000 000

Profilo NACA 4415	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 6 000 000		
	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ	Modello di transizione k- ω
-4	0	0.010	0.02
-2	0.23	0.230	0.24
0	0.45	0.452	0.48
2	0.66	0.671	0.68
4	0.88	0.883	0.92
6	1.06	1.085	1.12
8	1.24	1.249	1.30
10	1.39	1.386	1.45
12	1.48	1.483	1.54
14	1.51	1.512	1.58
16	1.48	1.501	1.54

Tabella 11-5 Confronto C_L con modelli di transizione, Reynolds = 6 000 000

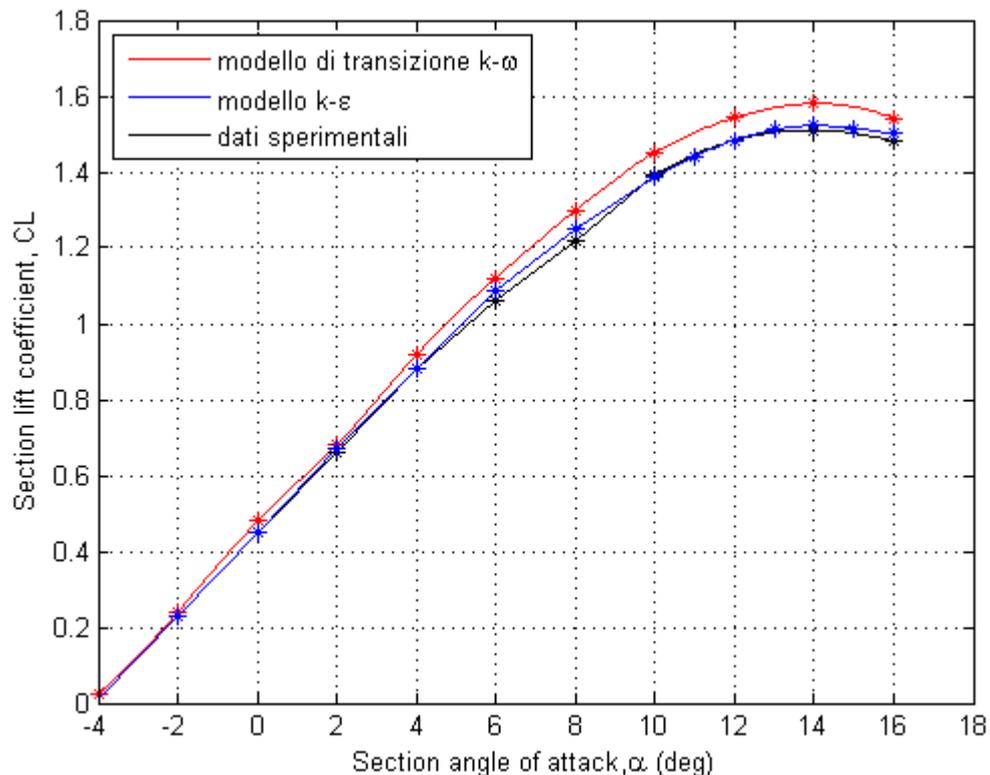
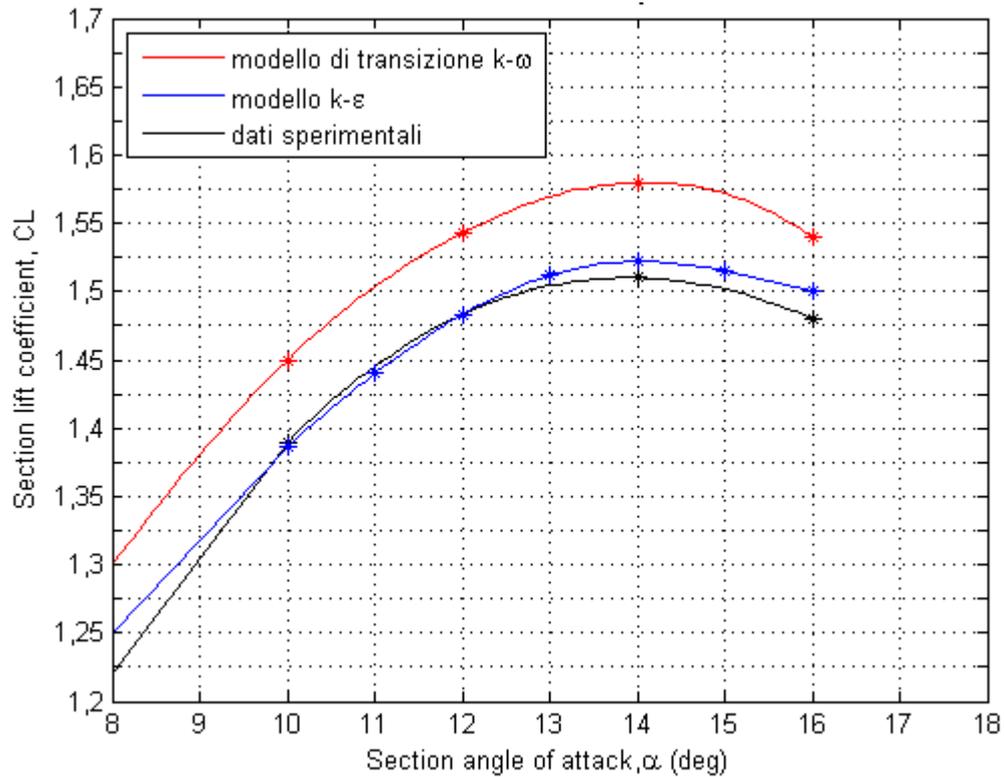


Figura 11.9 Curva C_L - α , Reynolds 6 000 000

Figura 11.10 Dettaglio curva C_L - α , Reynolds 6 000 000

Profilo NACA 4415	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 9 000 000		
Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ	Modello di transizione k- ω
-4	0	0.013	0.020
-2	0.23	0.233	0.241
0	0.45	0.456	0.483
2	0.66	0.676	0.685
4	0.88	0.890	0.922
6	1.06	1.097	1.121
8	1.24	1.280	1.30
10	1.40	1.442	1.454
12	1.54	1.566	1.591
14	1.63	1.634	1.681
16	1.60	1.615	1.632

Tabella 11-6 Confronto C_L con modelli di transizione, Reynolds = 9 000 000

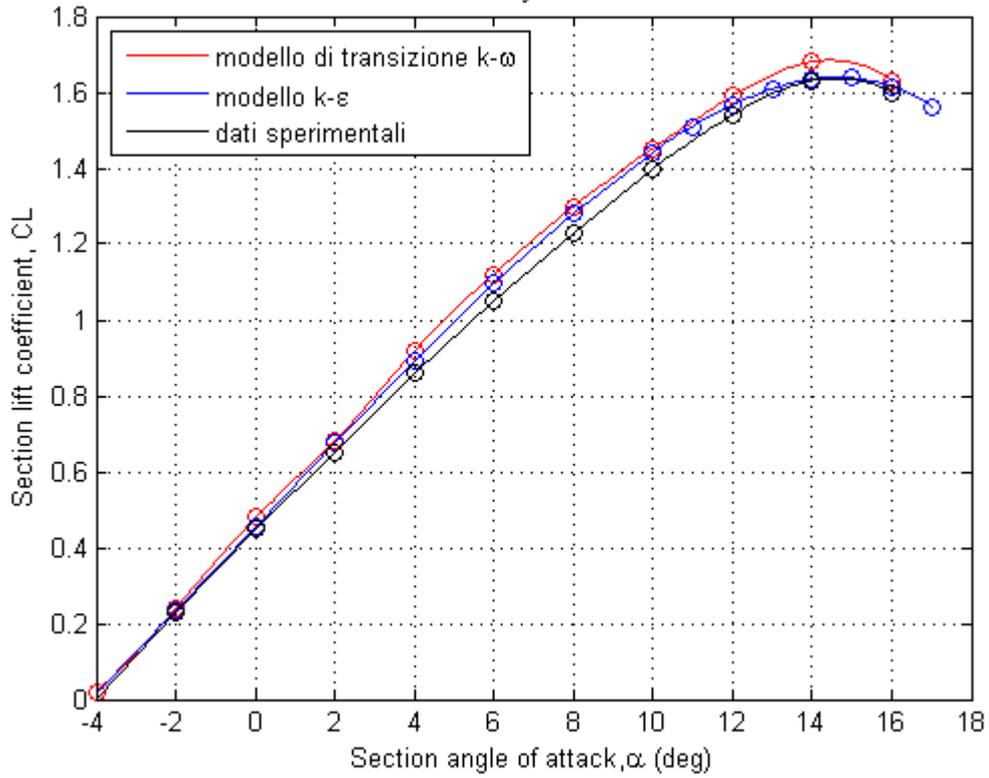


Figura 11.11 Curva C_L - α , Reynolds 9 000 000

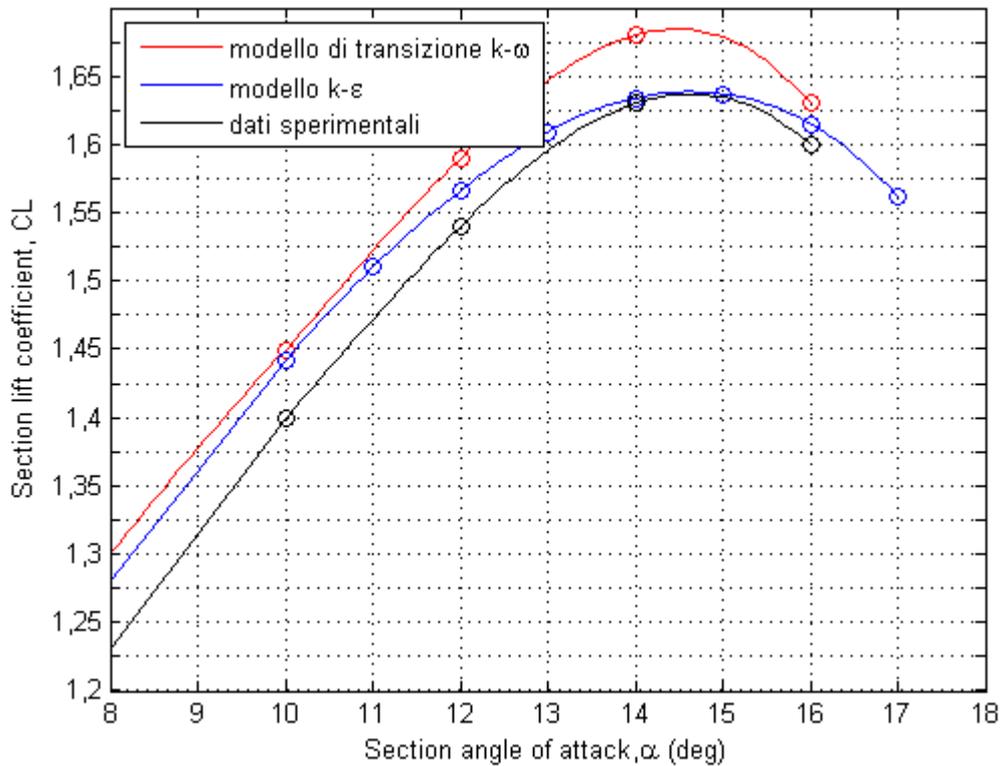


Figura 11.12 Dettaglio curva C_L - α , Reynolds 9 000 000

Si evince dai risultati una non perfetta accuratezza dei risultati del modello $k-\omega$, con un errore percentuale comunque sempre contenuto entro $\Delta C_L=0.07$ (caso Reynolds 3 Mil) e una poca apprezzabile variazione dell'incidenza di stallo.

11.2 Punto di Transizione

Si riporta di seguito l'andamento dei punti di transizione ottenuti con il modello Gamma ReTheta in funzione del C_L corrispondente.

Profilo NACA 4415	Punto di transizione in percentuale di corda, % C	
	REYNOLDS 6 000 000	
Section Lift Coefficient, C_L	Dorso	Ventre
0.02	48	10
0.24	31	11
0.48	27,5	20
0.68	25	27
0.92	22,5	57
1.12	20	70
1.30	15	83
1.45	9	/
1.54	5	/
1.58	4	/
1.54	0	/

Tabella 11-7 Punti di transizione

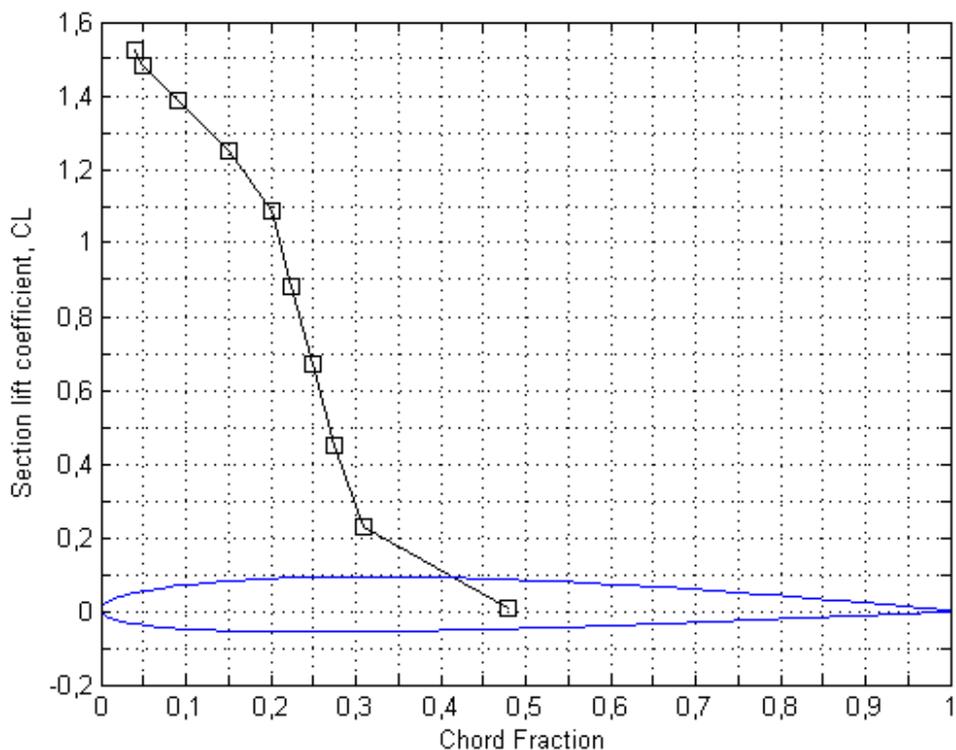


Figura 11.13 Punto di transizione sul dorso

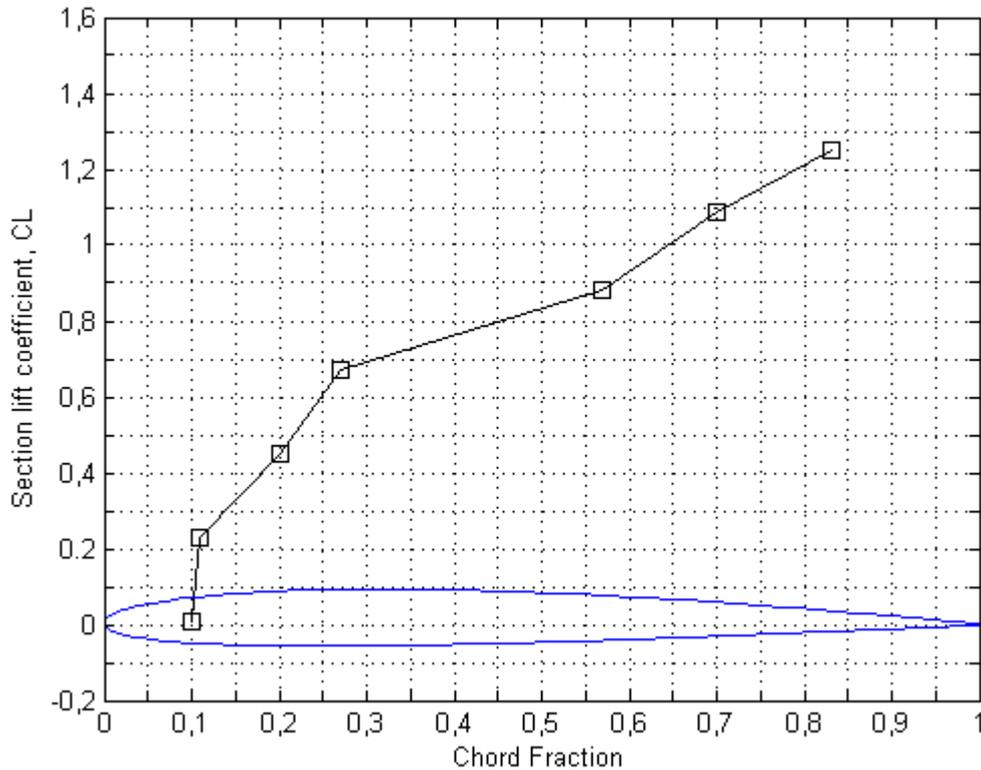


Figura 11.14 Punto di transizione sul ventre

Proiettando i punti sulla corda si vede come il punti di transizione sul dorso si sposti verso il bordo d'attacco all'aumentare del C_L , mentre sul ventre si sposti verso il d'uscita fino a rimanere del tutto laminare.

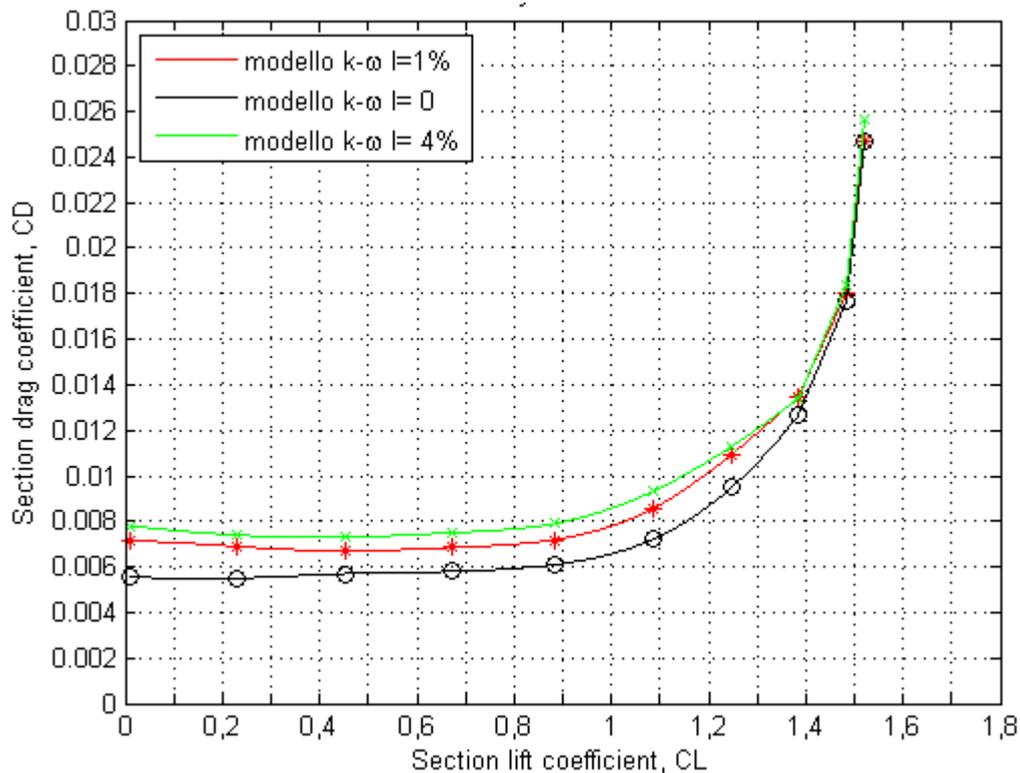
11.3 Effetto della turbolenza del flusso base

A partire dai risultati ottenuti sul profilo con una turbolenza del flusso base $I = 1\%$, si sono valutati gli effetti di una variazione di I sulla polare del profilo.

E' stata innanzitutto simulata la condizione di atmosfera calma, ovvero $I = 0\%$, e successivamente il caso di $I = 4\%$ per valutare la sensibilità a tale parametro . Sono di seguito mostrati i risultati ottenuti.

Profilo NACA 4415	Section Drag Coefficient , C_D Modello di transizione $k-\omega$ REYNOLDS 6 000 000		
	Intensità della Turbolenza, $I = 0\%$	Intensità della Turbolenza, $I = 1\%$	Intensità della Turbolenza, $I = 4\%$
-4	0.0056	0.0071	0.0078
-2	0.0055	0.0069	0.0074
0	0.0057	0.0067	0.0073
2	0.0058	0.0068	0.0075
4	0.0061	0.0072	0.0079
6	0.0072	0.0085	0.0093
8	0.0095	0.0109	0.0113
10	0.0127	0.0135	0.0134
12	0.0177	0.0180	0.0184
14	0.0247	0.0247	0.0257

Tabella 11-8 Risultati numerici, effetti di turbolenza flusso base

Figura 11.15 Effetto della turbolenza del flusso base sulla curva C_L-C_D

E' da notare come, alle basse incidenze, la turbolenza del flusso base influisce molto sulla transizione laminare-turbolento del flusso, con l'effetto di spostare il punto di transizione verso il bordo d'attacco all'aumentare di I e conseguente aumento della resistenza. Alle alte incidenze invece le curve convergono e l'effetto di I va scemando.

11.4 Visualizzazioni modelli di turbolenza

Si riportano di seguito grafici illustranti i vettori velocità in prossimità del profilo, la pressione assoluta nel campo e la corrispondente distribuzione.

Per illustrare la fenomenologia del problema sono stati presi come riferimento le incidenze $\alpha=0^\circ$; 4° ; 8° ; 12° ; 14° , per i due modelli di turbolenza utilizzati.

11.4.1 Modello semi-empirico

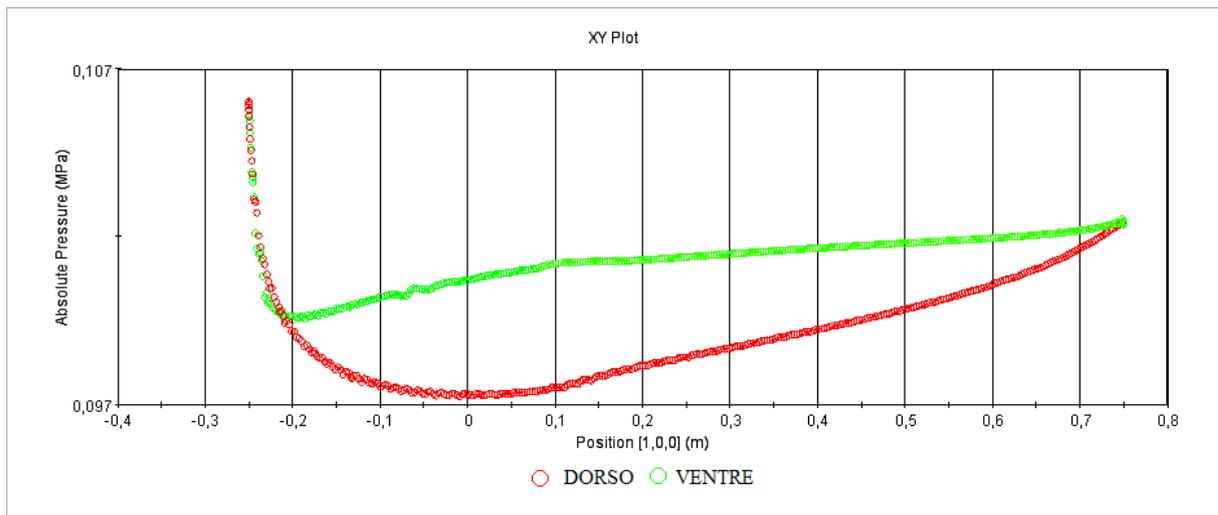


Figura 11.16. NACA 4415. Alfa = 0° . Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico

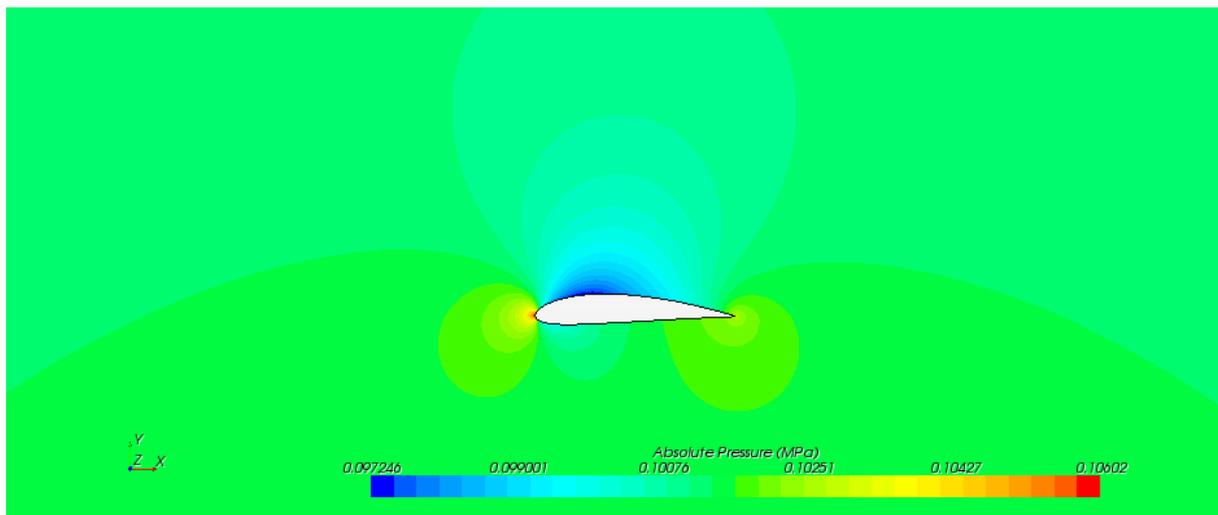


Figura 11.17. NACA 4415. Alfa = 0° . Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico

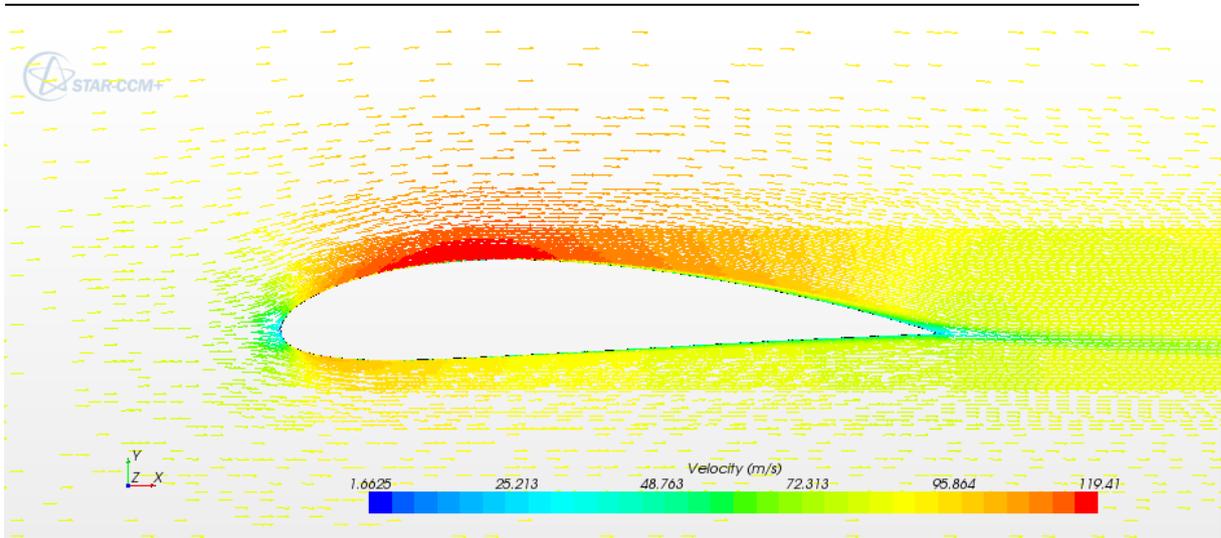


Figura 11.18. NACA 4415. Alfa = 0°. Vettori velocità. Modello semi-empirico

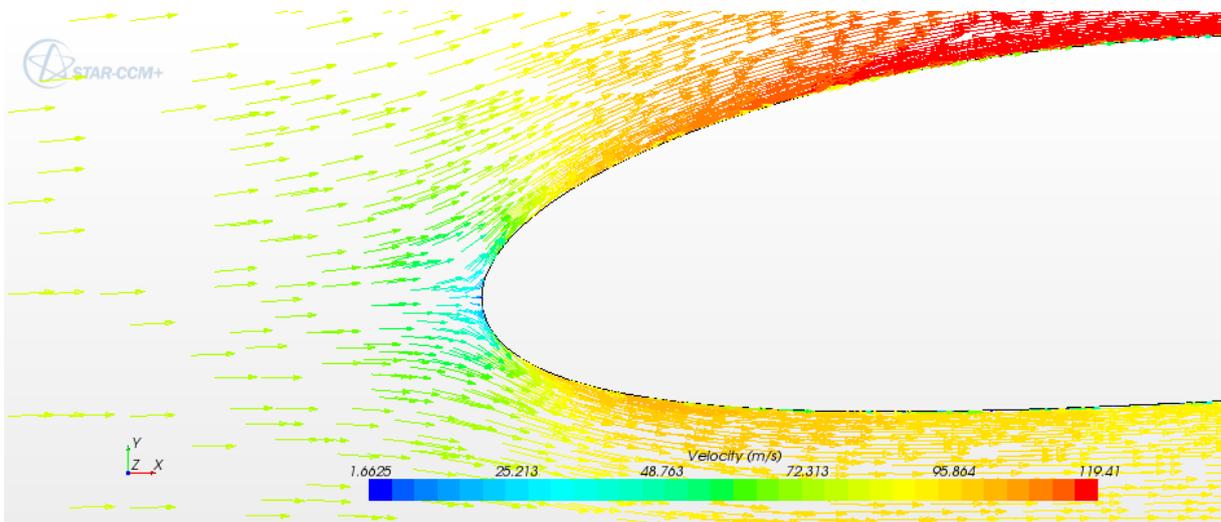


Figura 11.19. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico

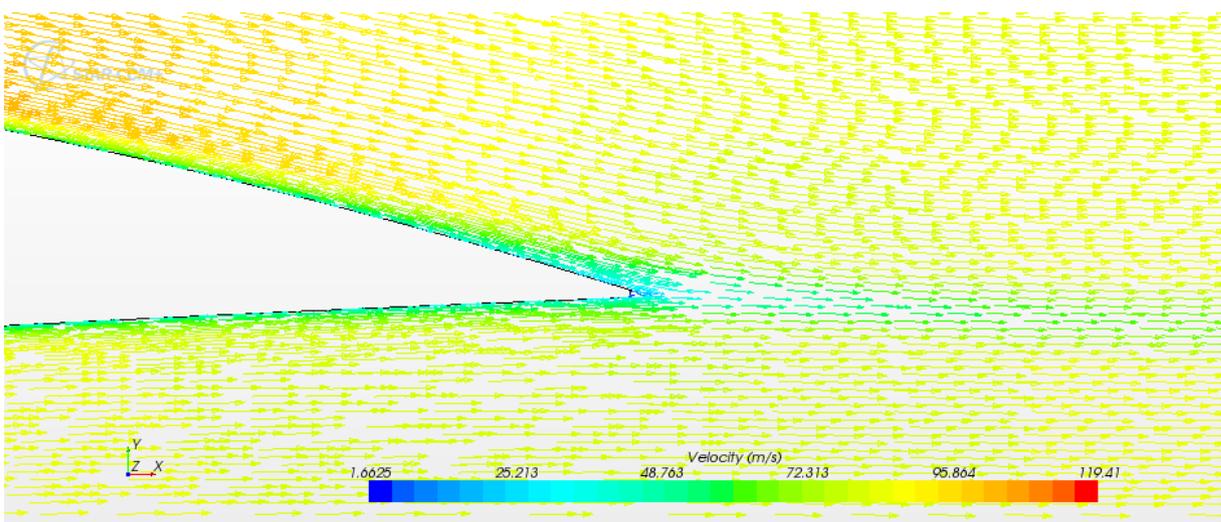


Figura 11.20. NACA 4415. Alfa = 0°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico

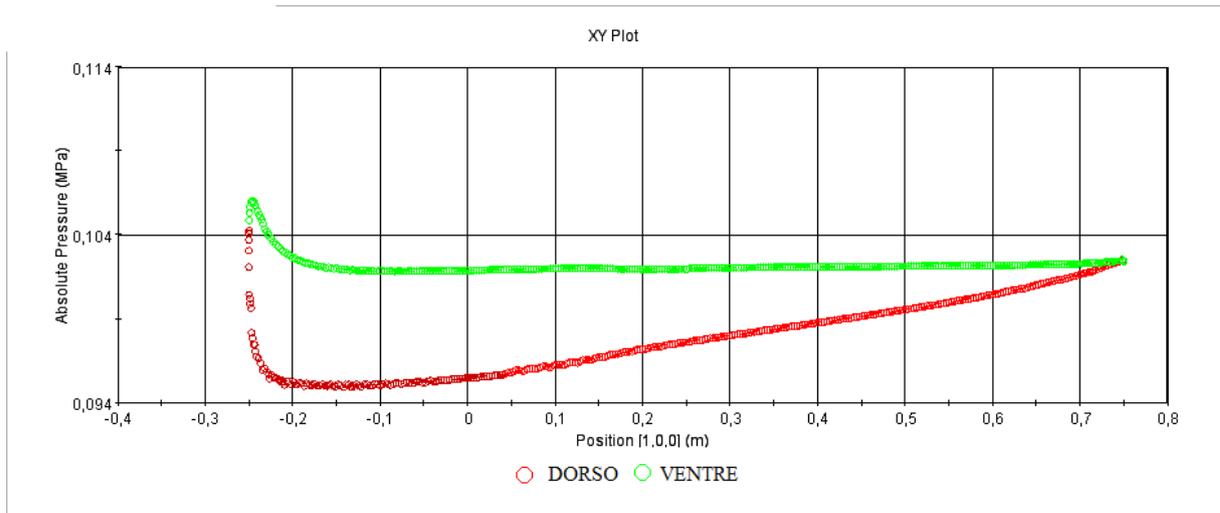


Figura 11.21. NACA 4415. Alfa = 4°. Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico

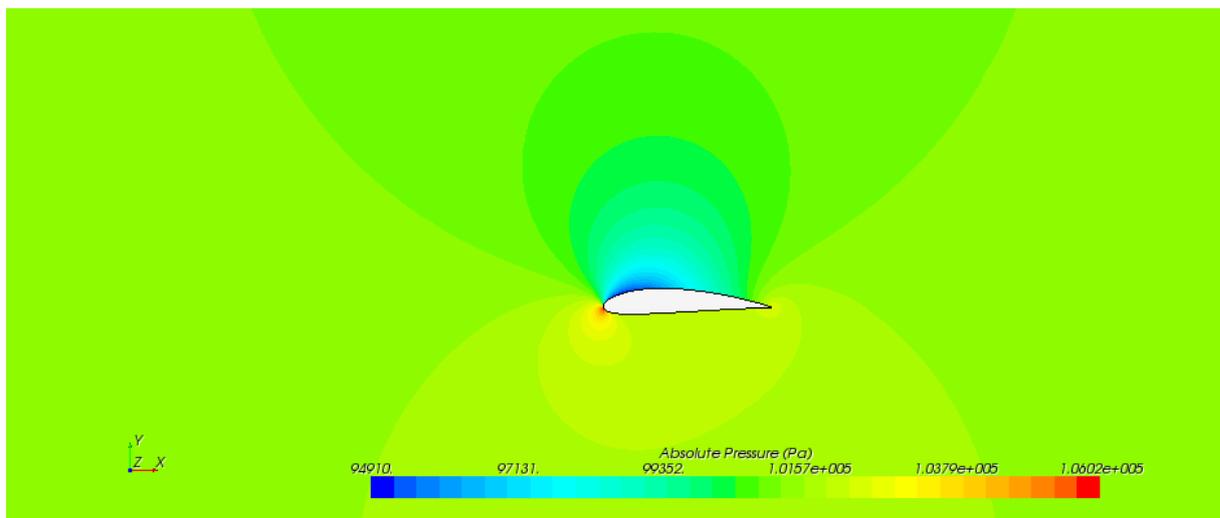


Figura 11.22. NACA 4415. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico

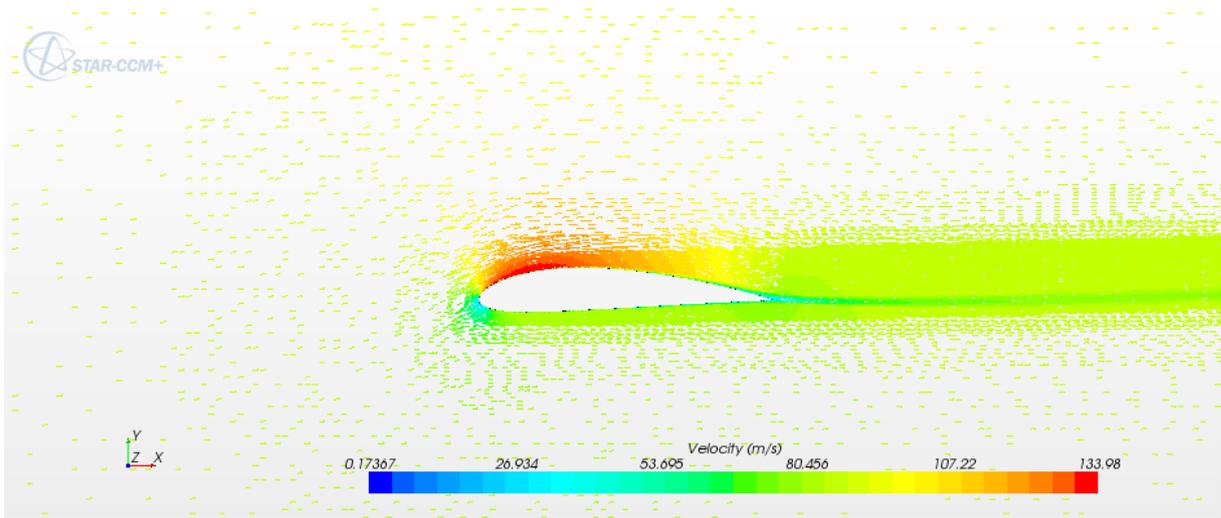


Figura 11.23. NACA 4415. Alfa = 4°. Vettori velocità. Modello semi-empirico

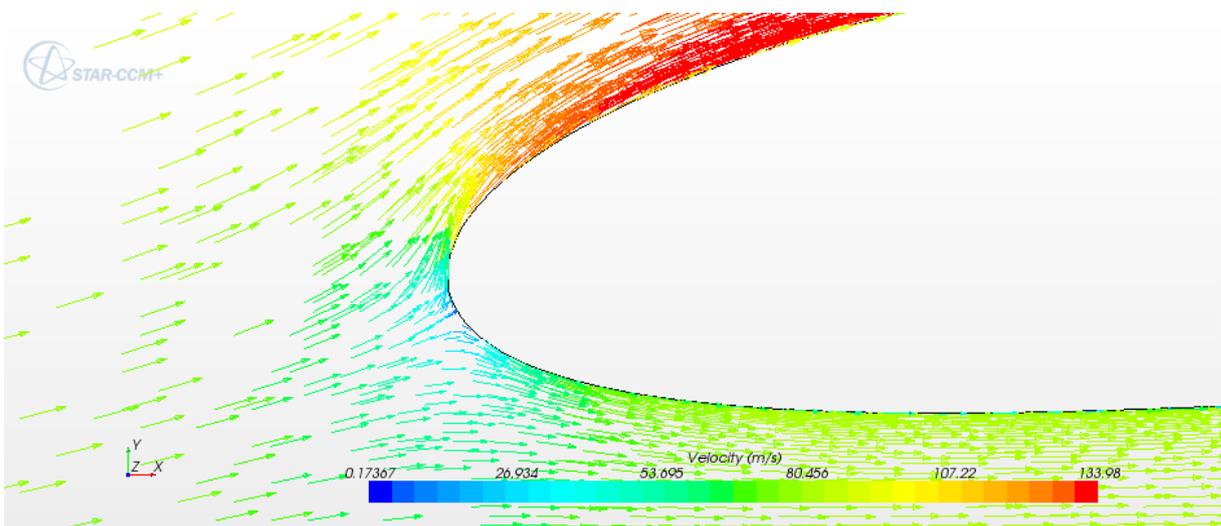


Figura 11.24. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico

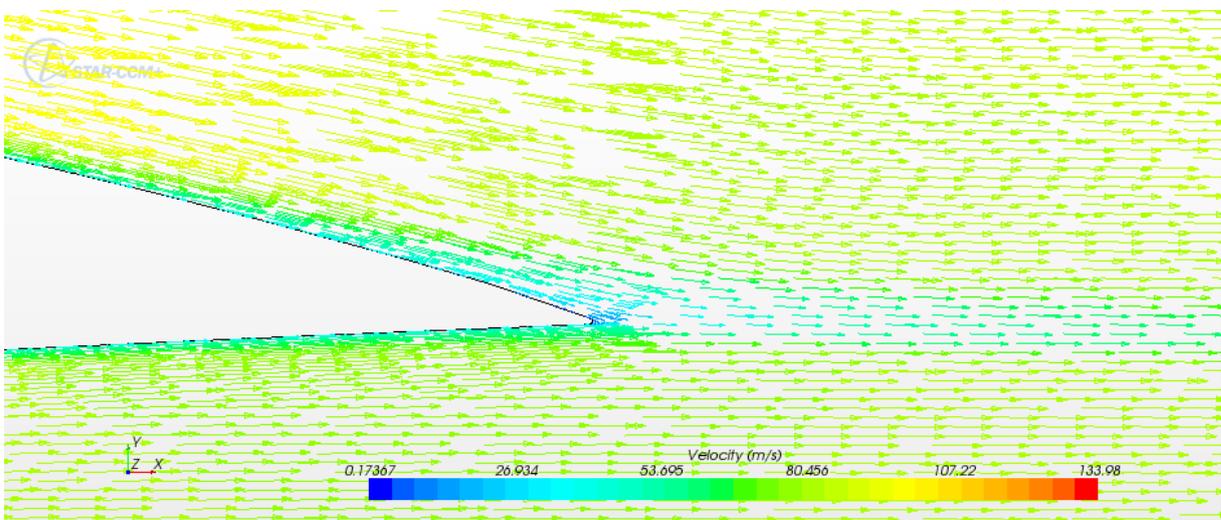


Figura 11.25. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico

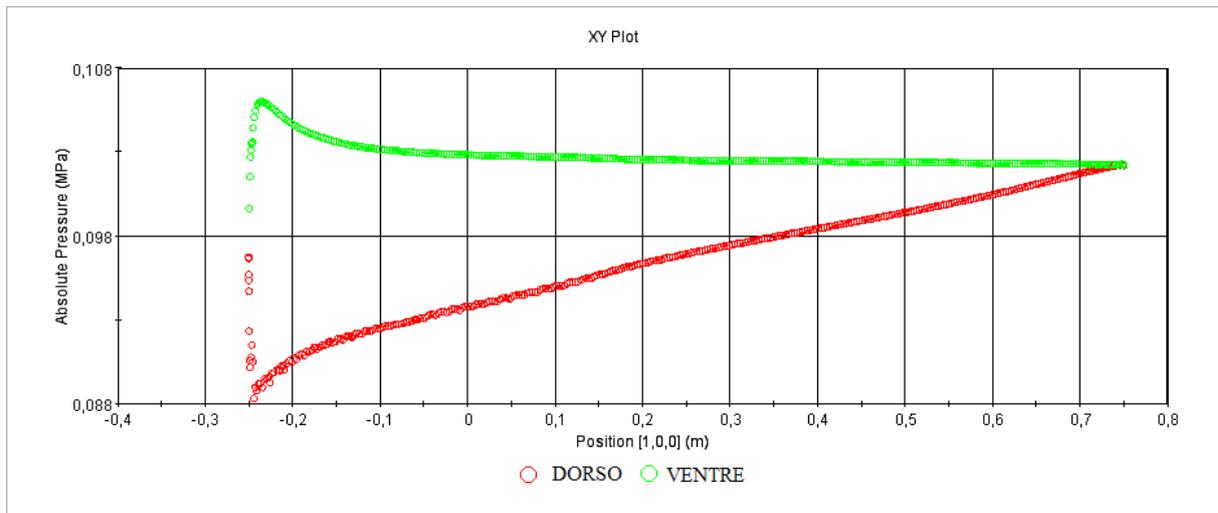


Figura 11.26. NACA 4415. Alfa = 8°. Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico

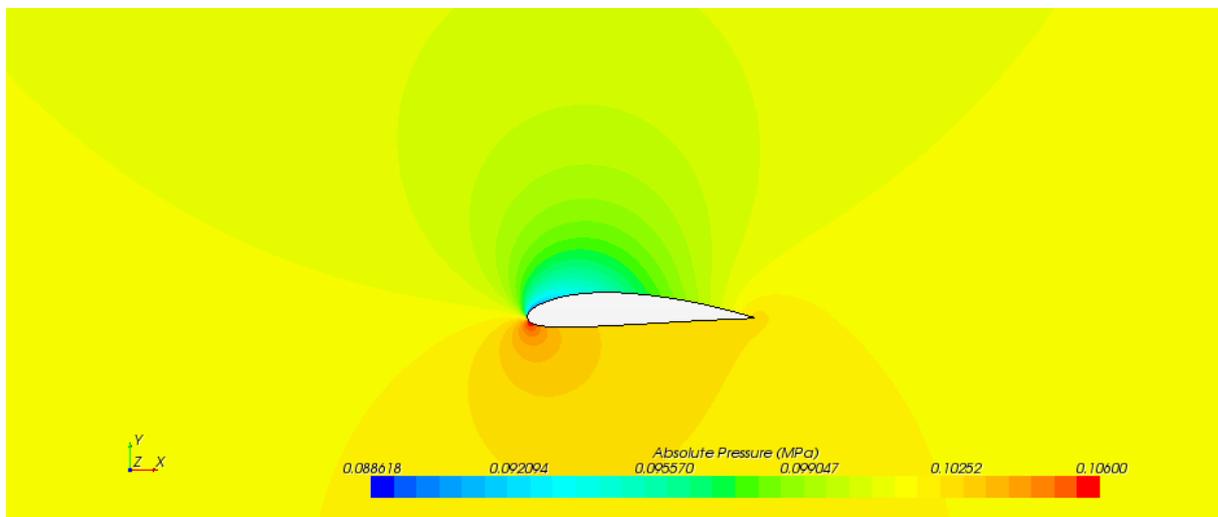


Figura 11.27. NACA 4415. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico

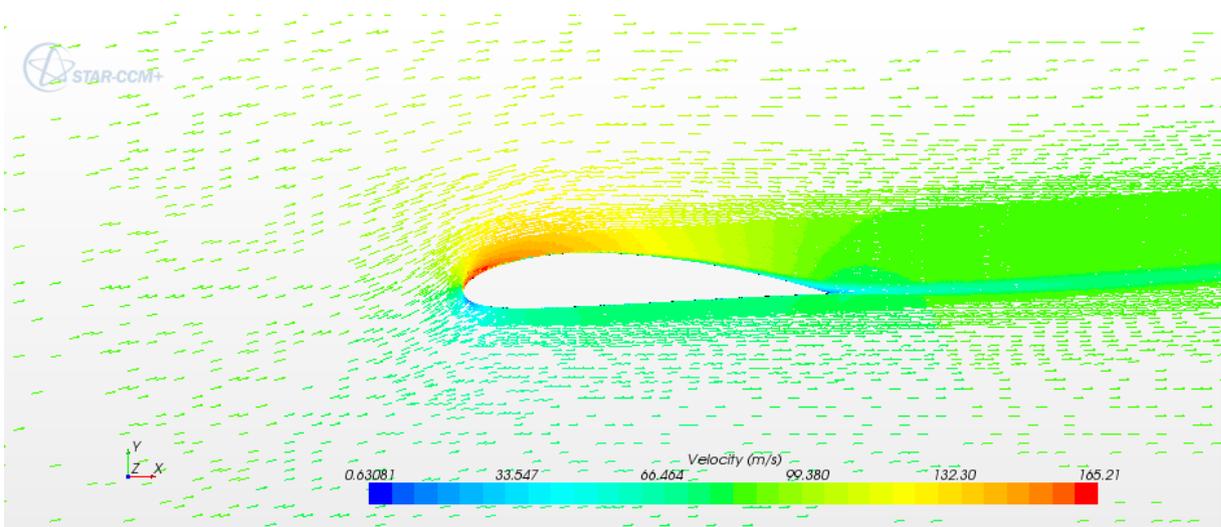


Figura 11.28. NACA 4415. Alfa = 8°. Vettori velocità. Modello semi-empirico

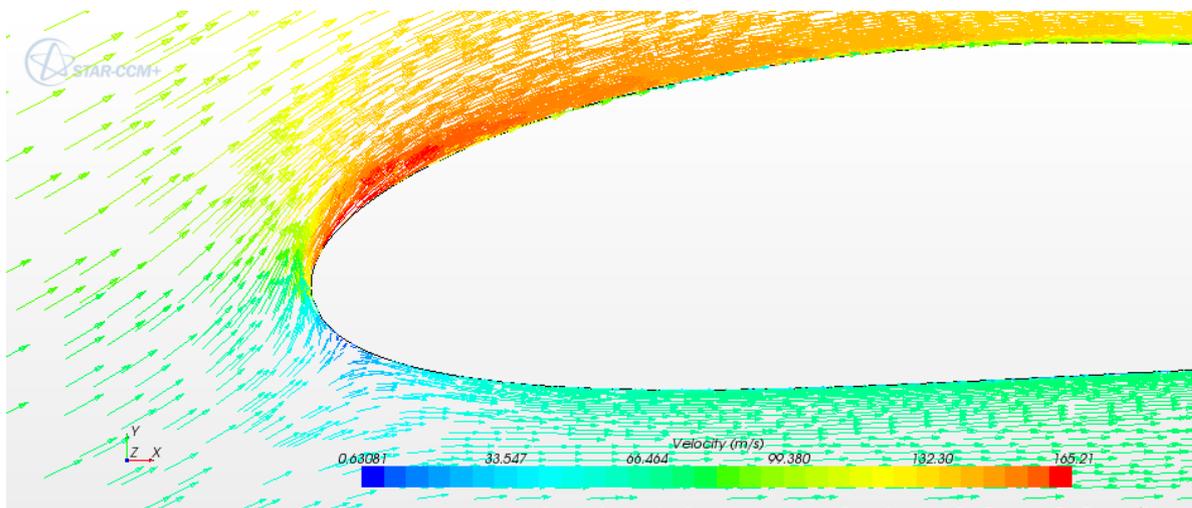


Figura 11.29. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico

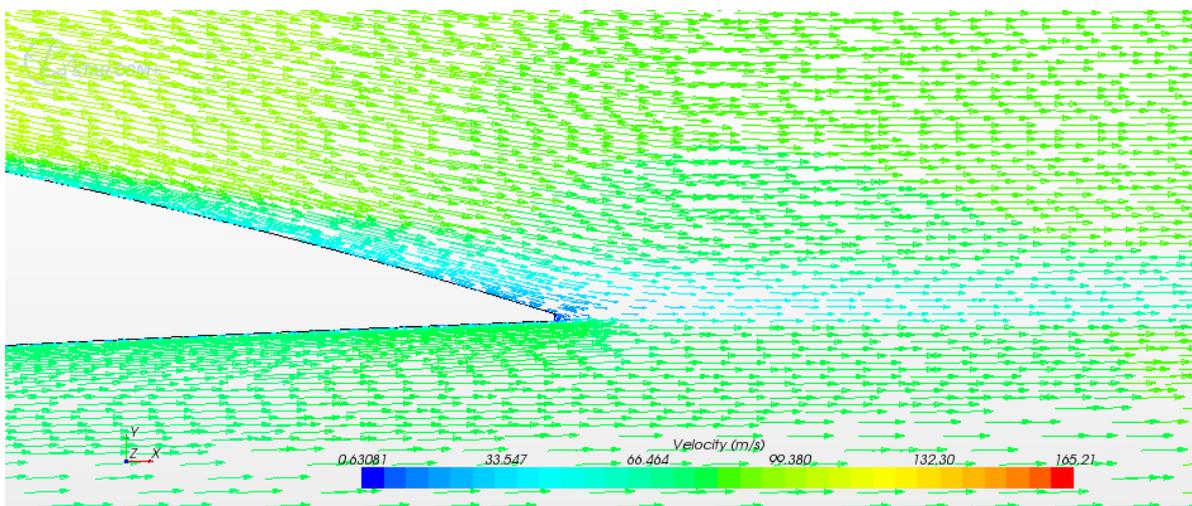


Figura 11.30. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico

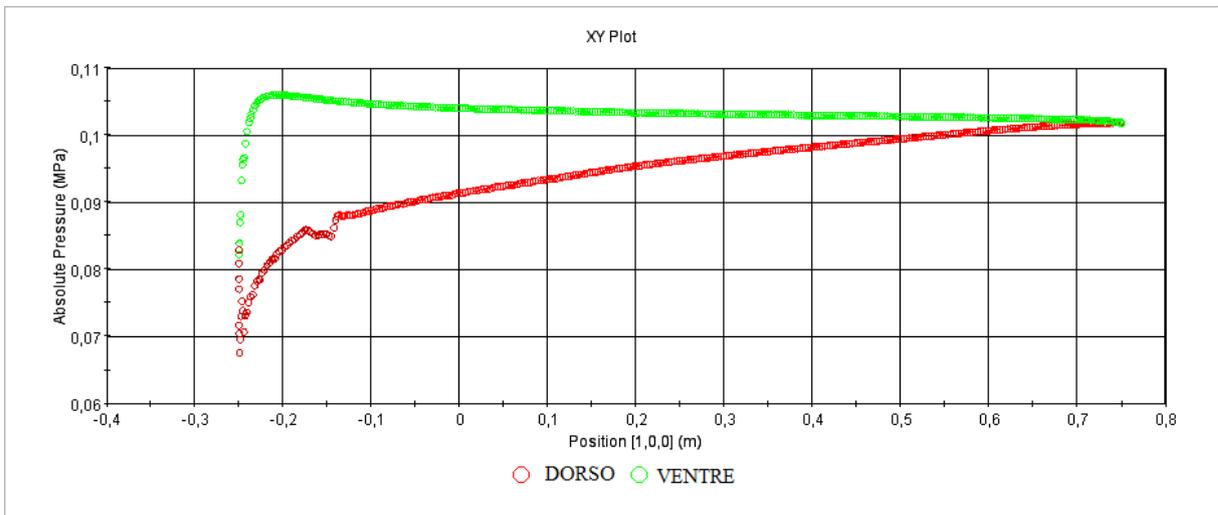


Figura 11.31. NACA 4415. Alfa = 14° . Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello semi-empirico

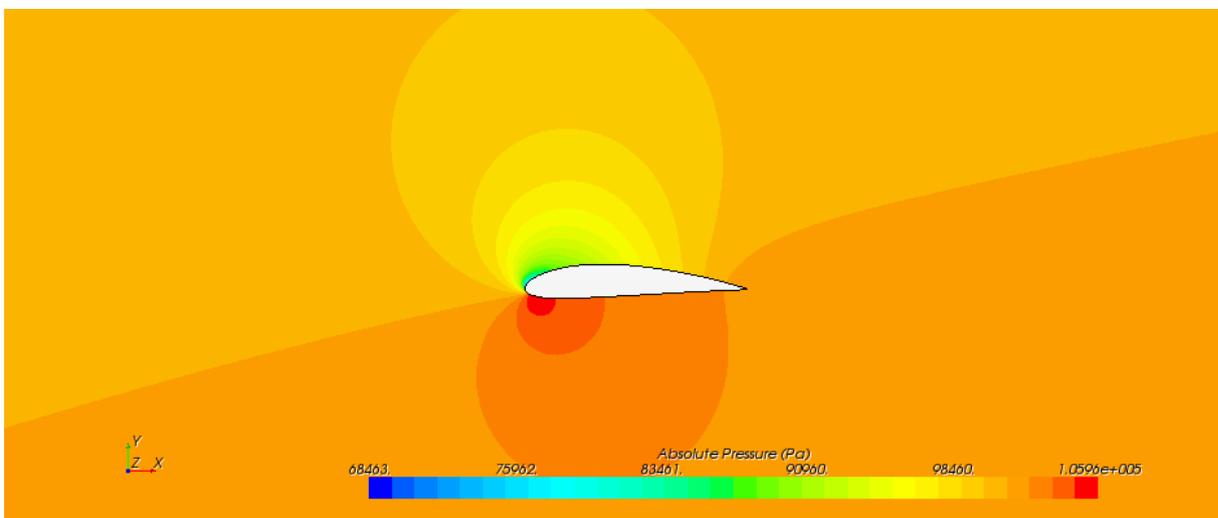


Figura 11.32. NACA 4415. Alfa = 14° . Campo di pressione assoluta. Modello semi-empirico

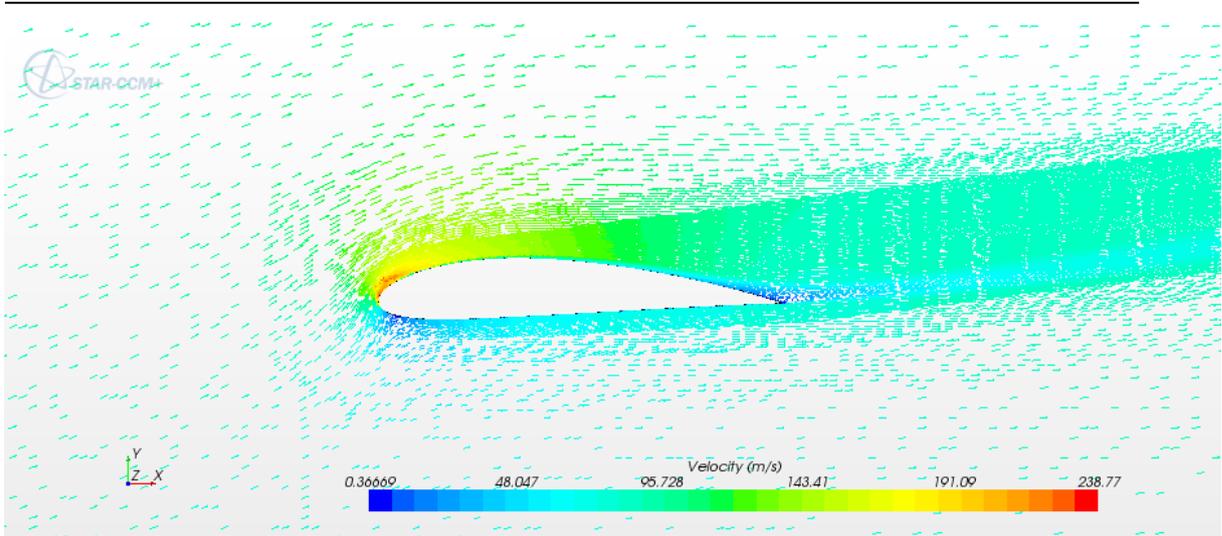


Figura 11.33. NACA 4415. Alfa = 14°. Vettori velocità. Modello semi-empirico

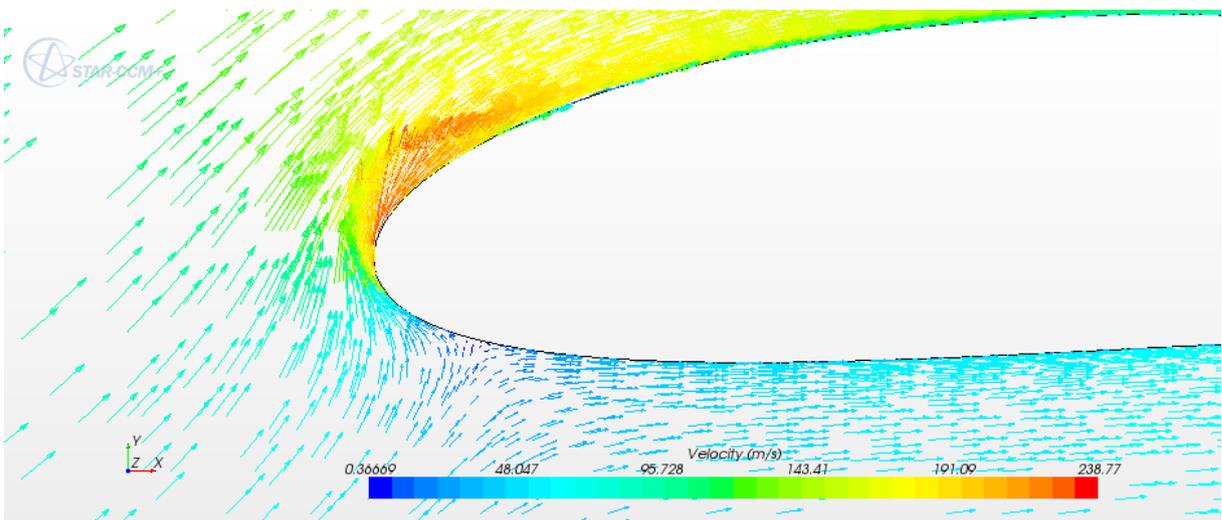


Figura 11.34. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio LE. Modello semi-empirico

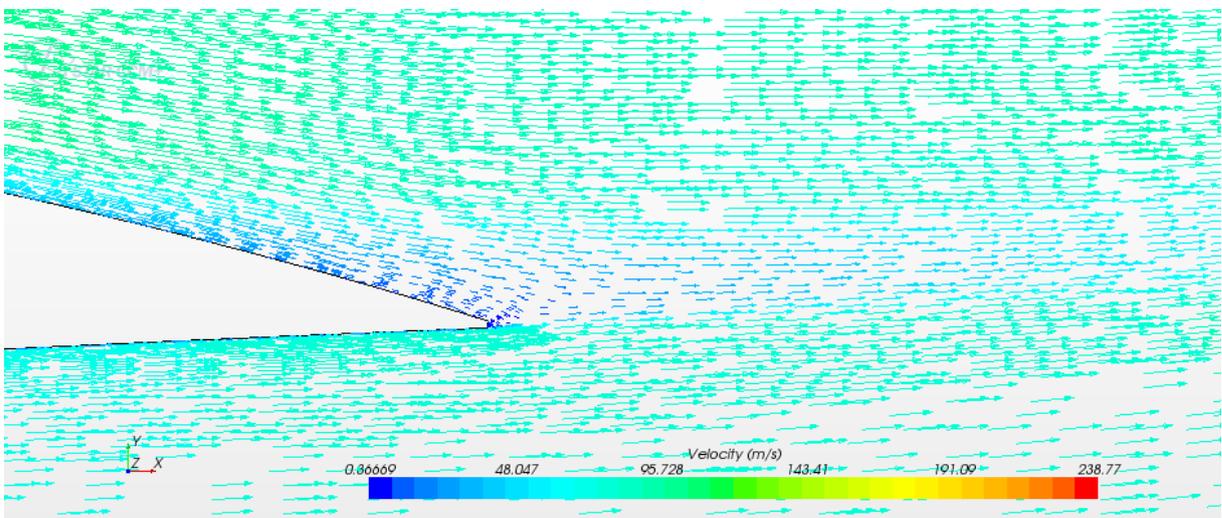


Figura 11.35. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio TE. Modello semi-empirico

11.4.2 Modello K-Omega – Gamma ReTetha

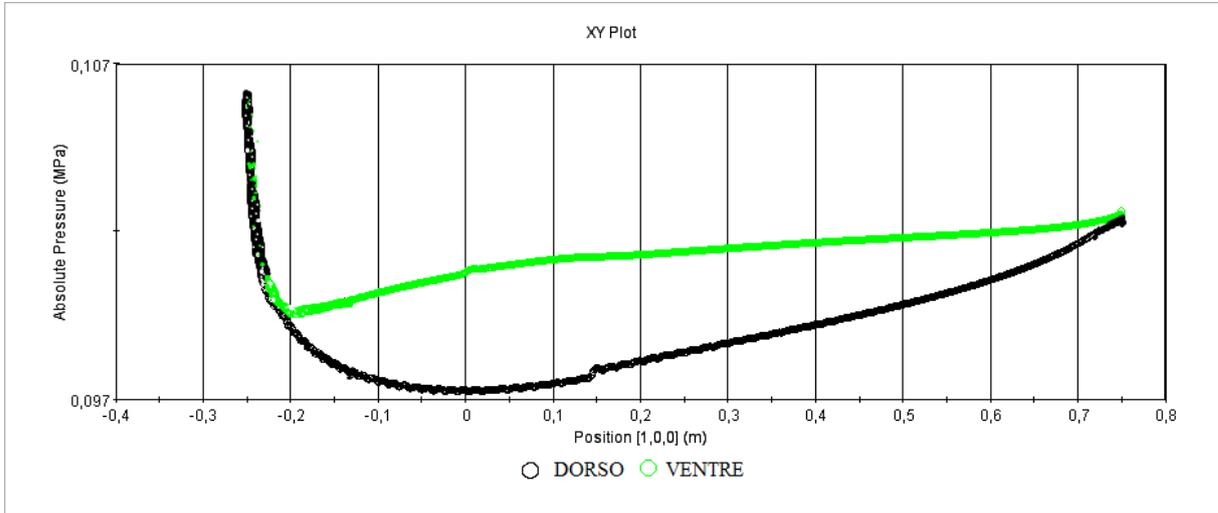


Figura 11.36. NACA 4415. Alfa = 0°. Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

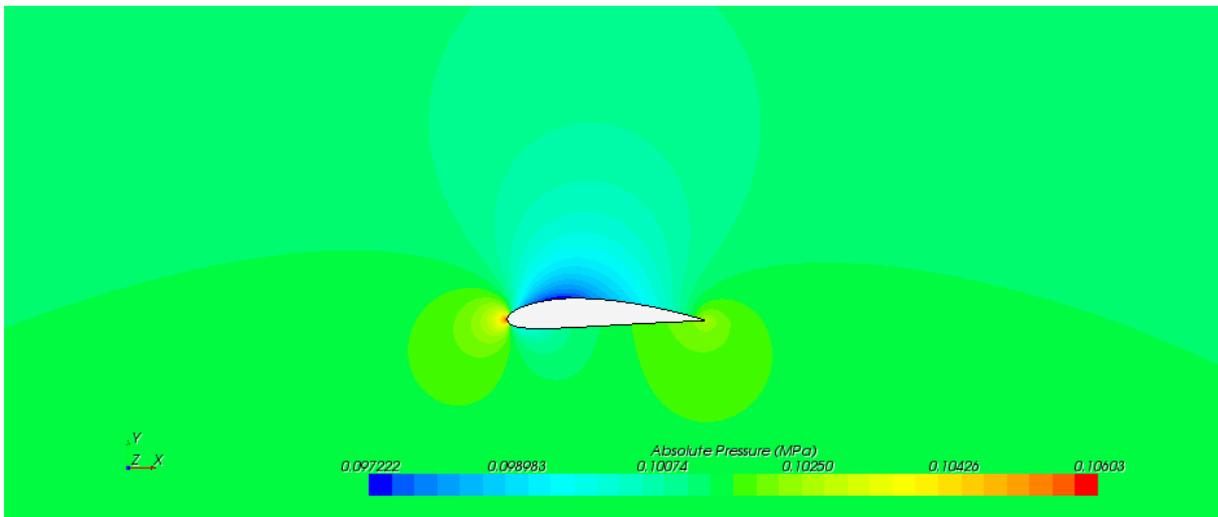


Figura 11.37. NACA 4415. Alfa = 0°. Campo di pressione assoluta. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

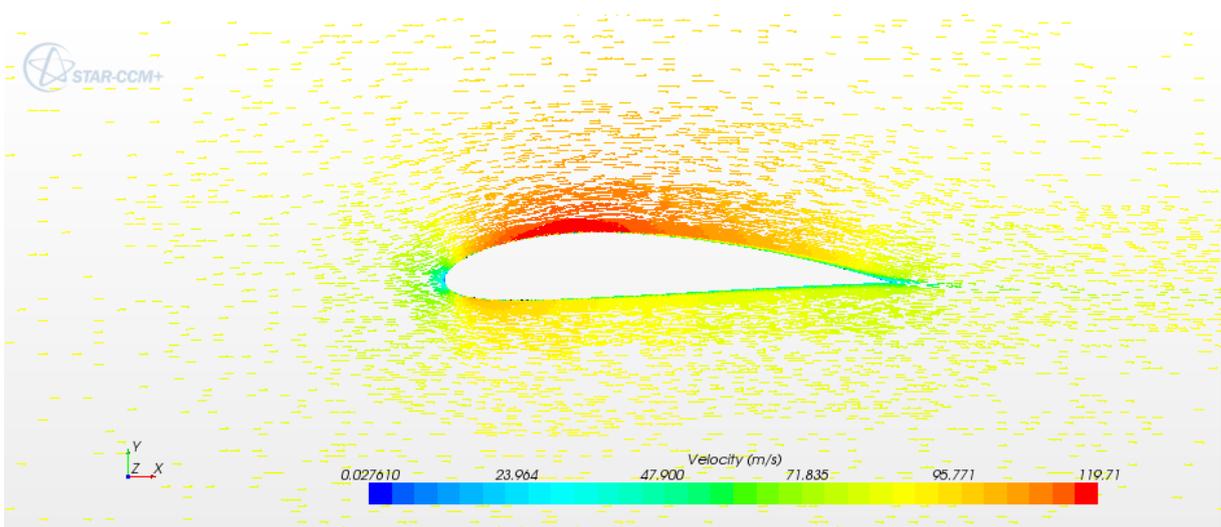


Figura 11.38. NACA 4415. Alfa = 0° . Vettori velocità. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

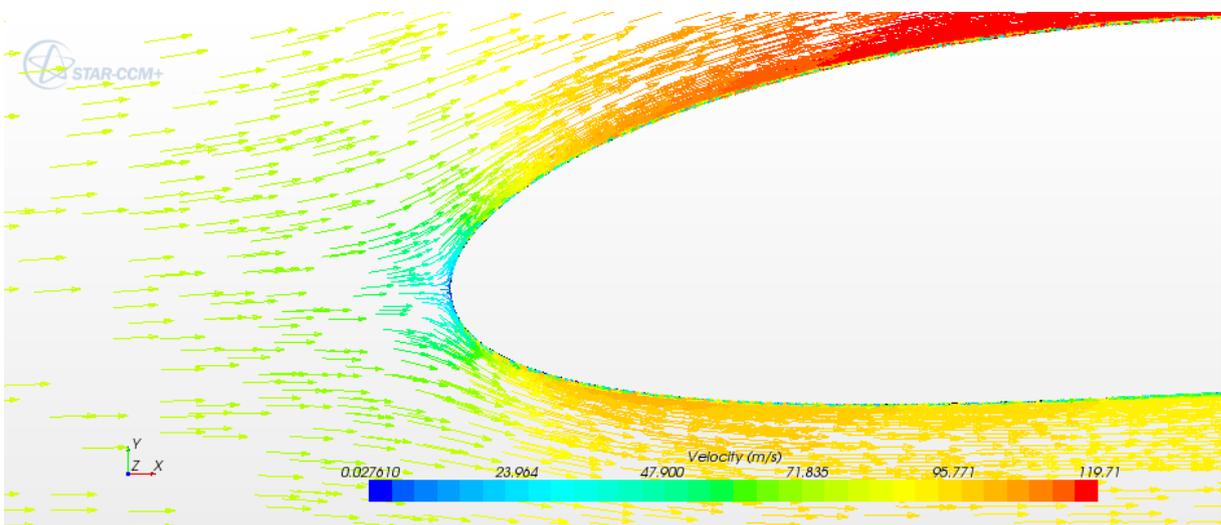


Figura 11.39. NACA 4415. Alfa = 0° . Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

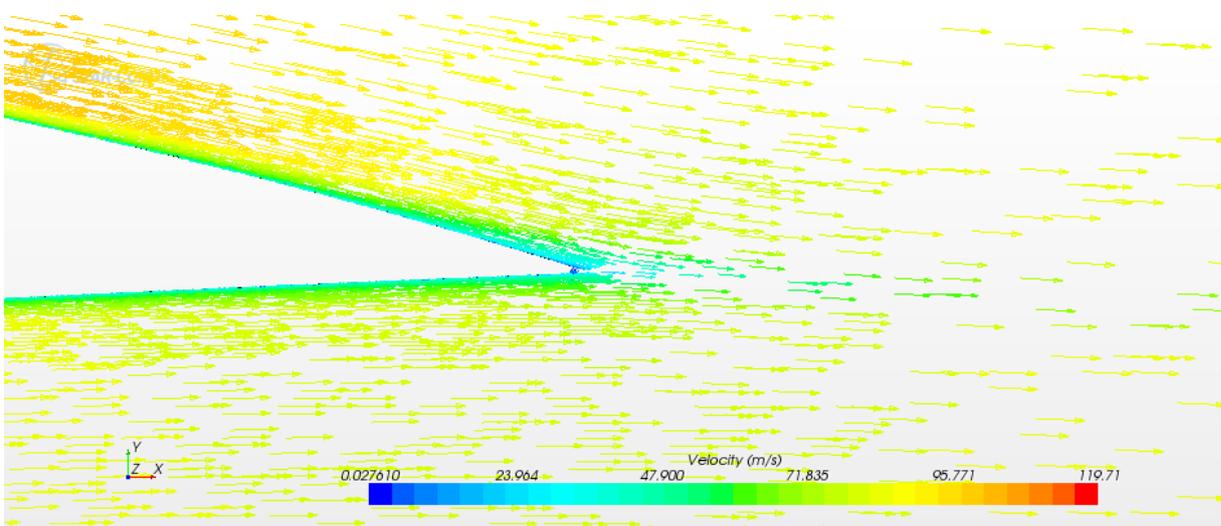


Figura 11.40. NACA 4415. Alfa = 0° . Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

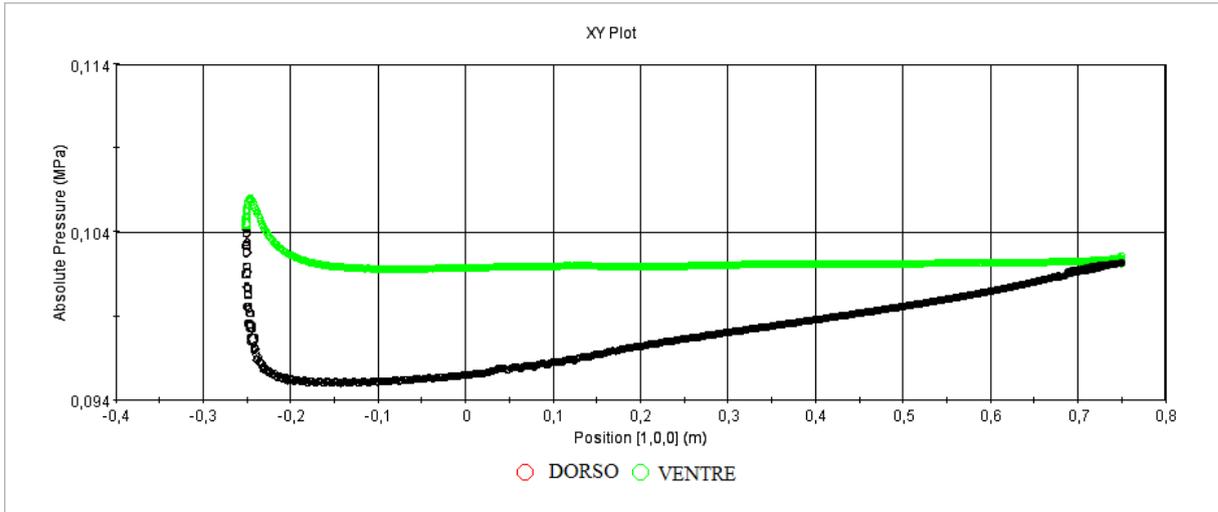


Figura 11.41. NACA 4415. Alfa = 4°. Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

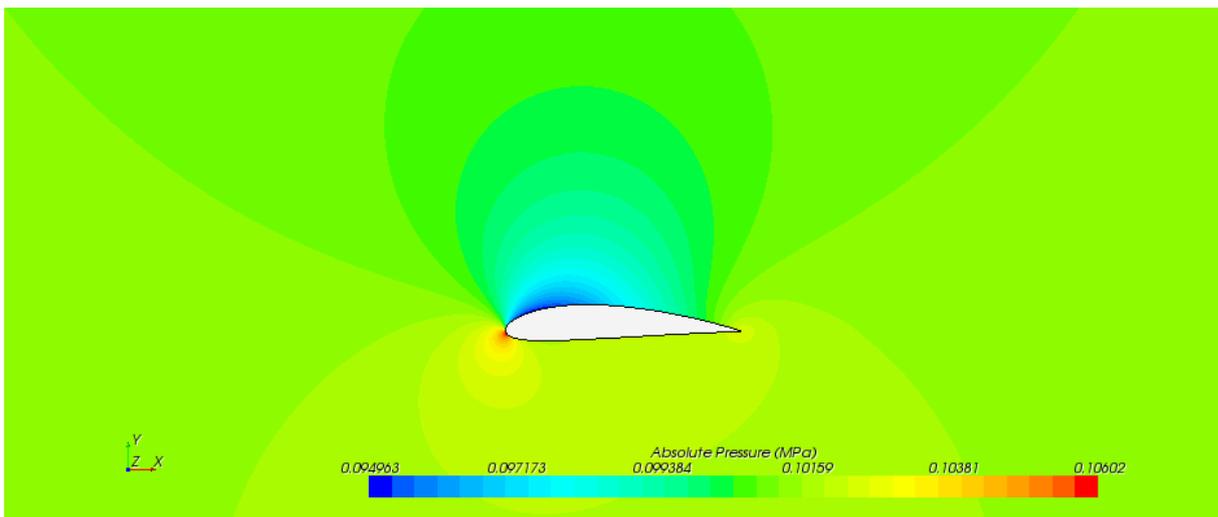


Figura 11.42. NACA 4415. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

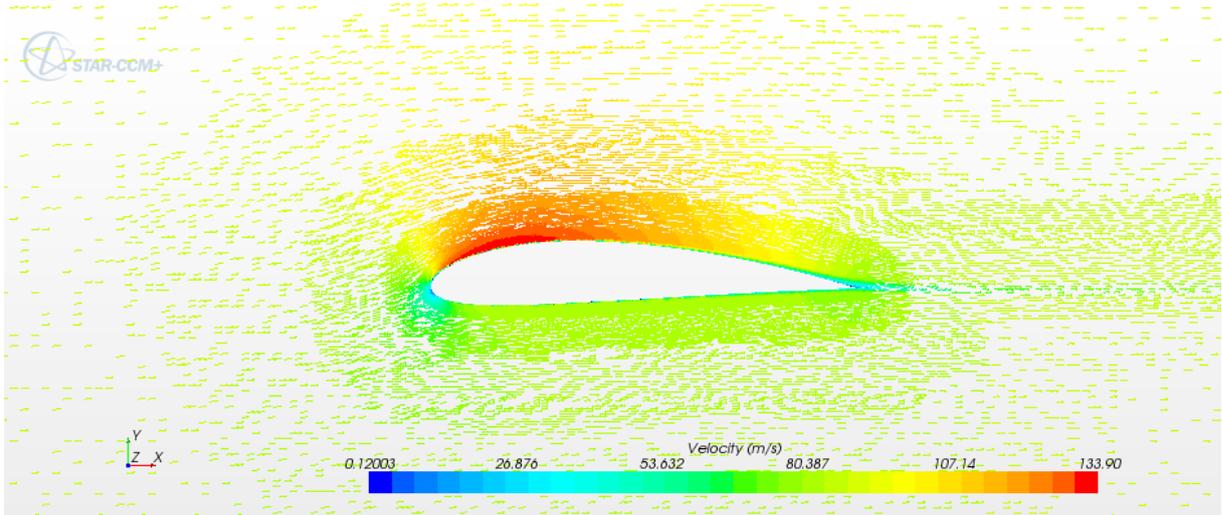


Figura 11.43. NACA 4415. Alfa = 4°. Vettori velocità. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

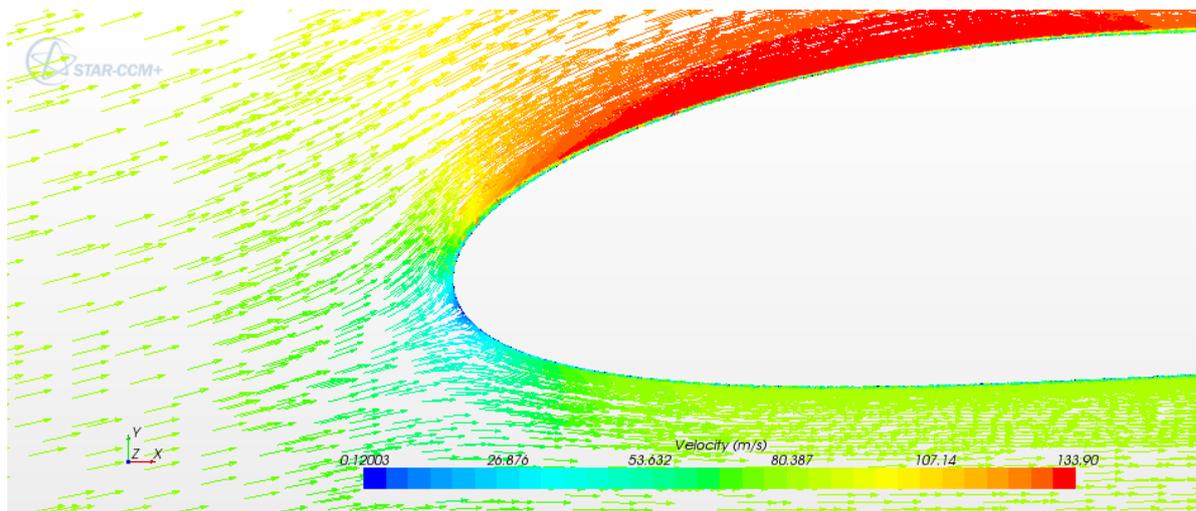


Figura 11.44. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

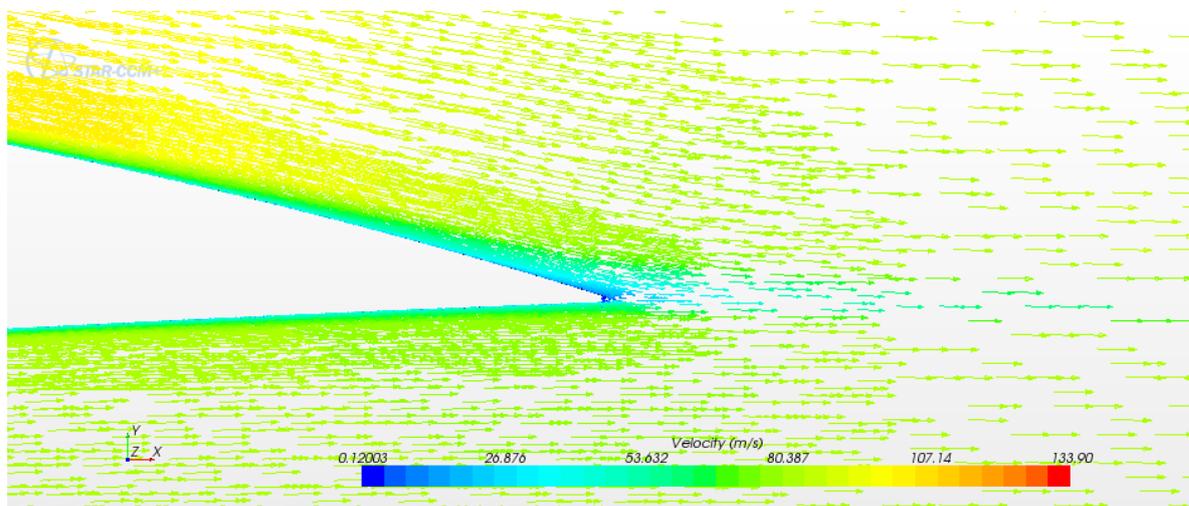


Figura 11.45. NACA 4415. Alfa = 4°. Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

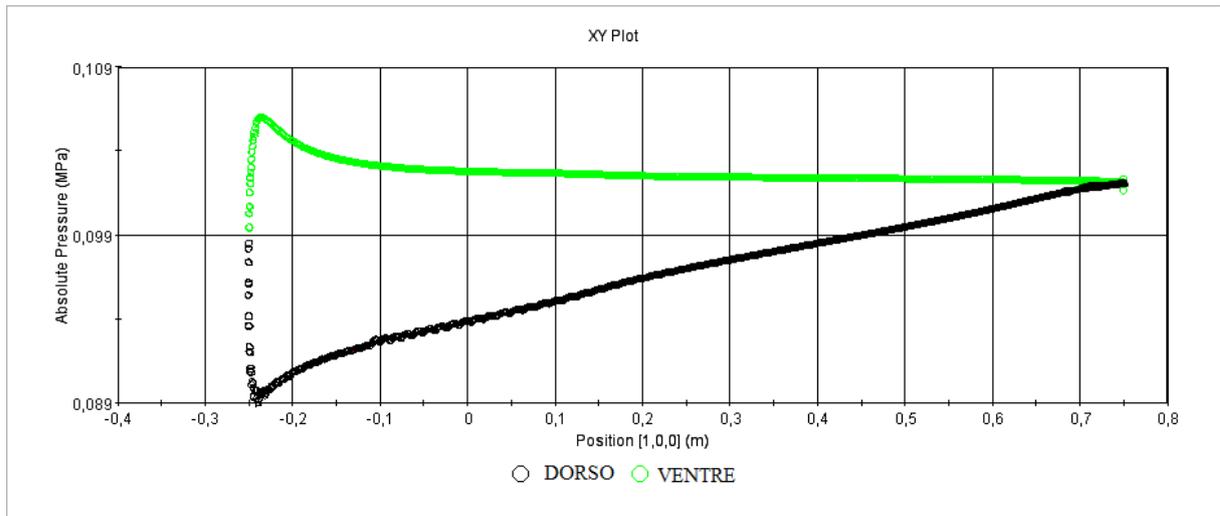


Figura 11.46. NACA 4415. Alfa = 8°. Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

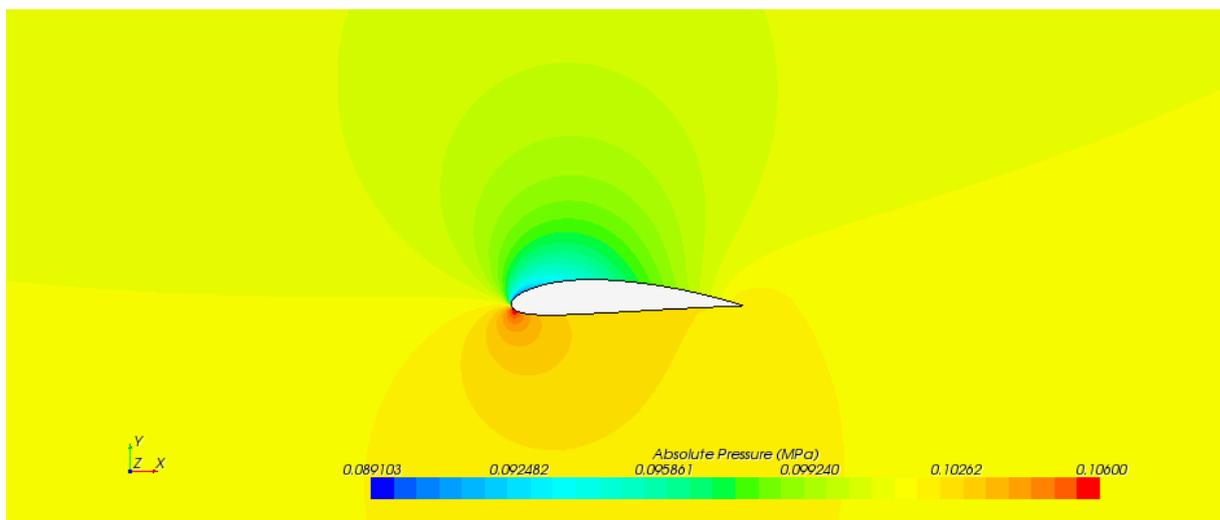


Figura 11.47. NACA 4415. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

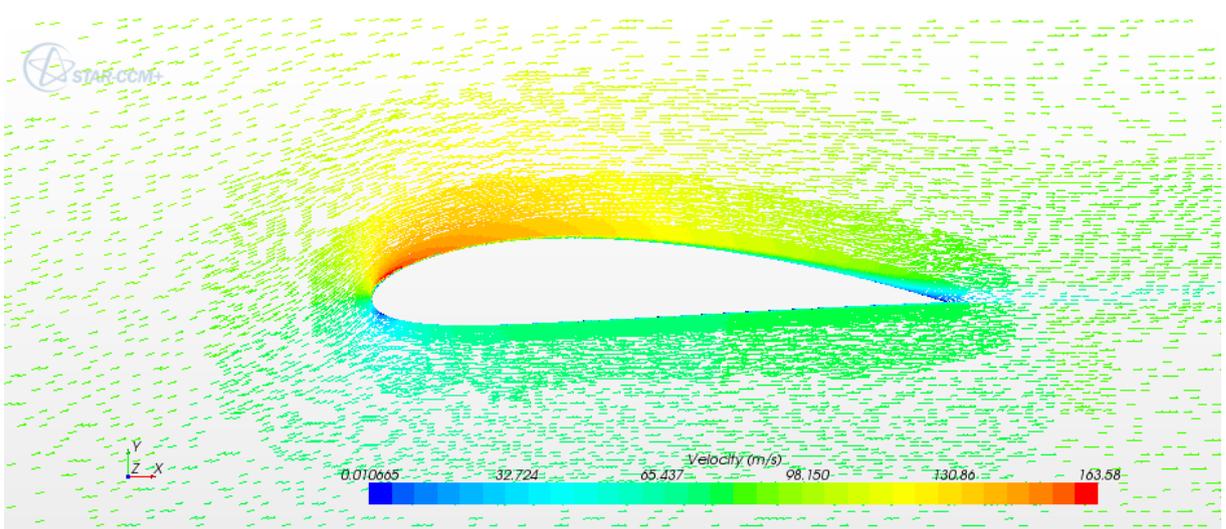


Figura 11.48. NACA 4415. Alfa = 8°. Vettori velocità. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

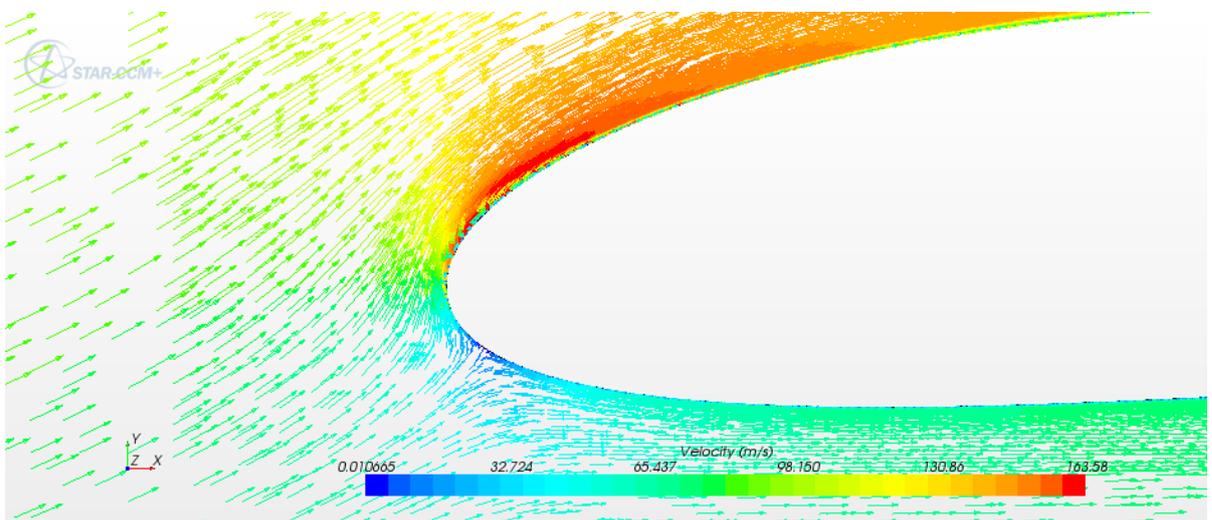


Figura 11.49. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

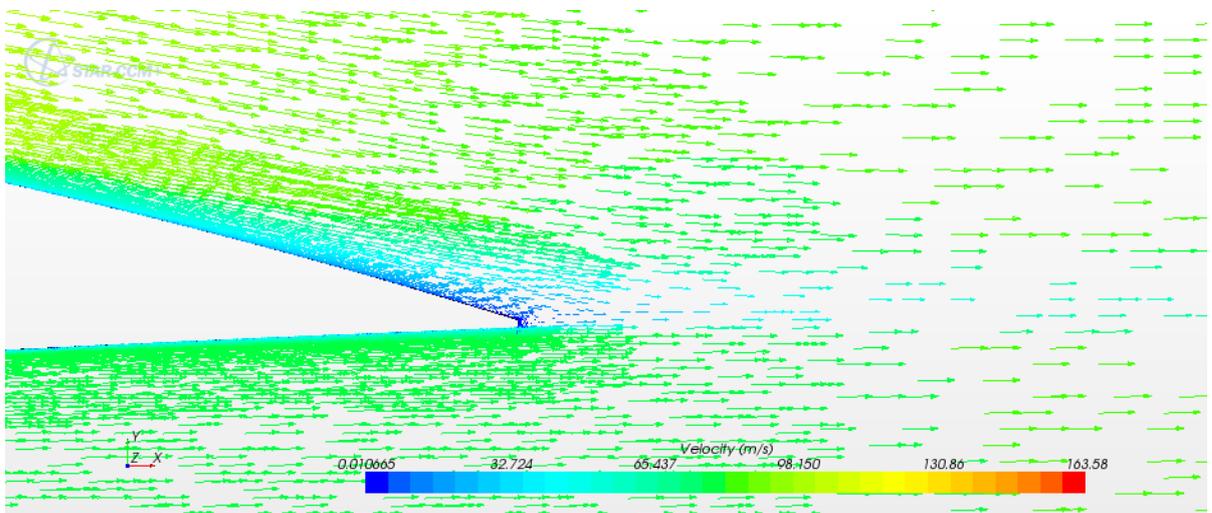


Figura 11.50. NACA 4415. Alfa = 8°. Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

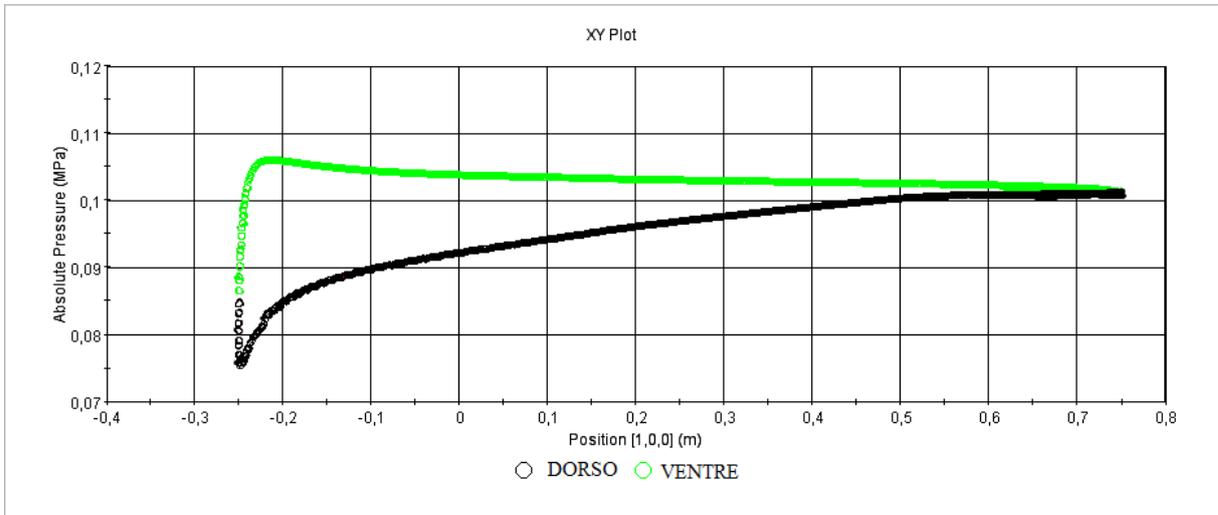


Figura 11.51. NACA 4415. Alfa = 14°. Andamento pressione assoluta lungo la corda. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

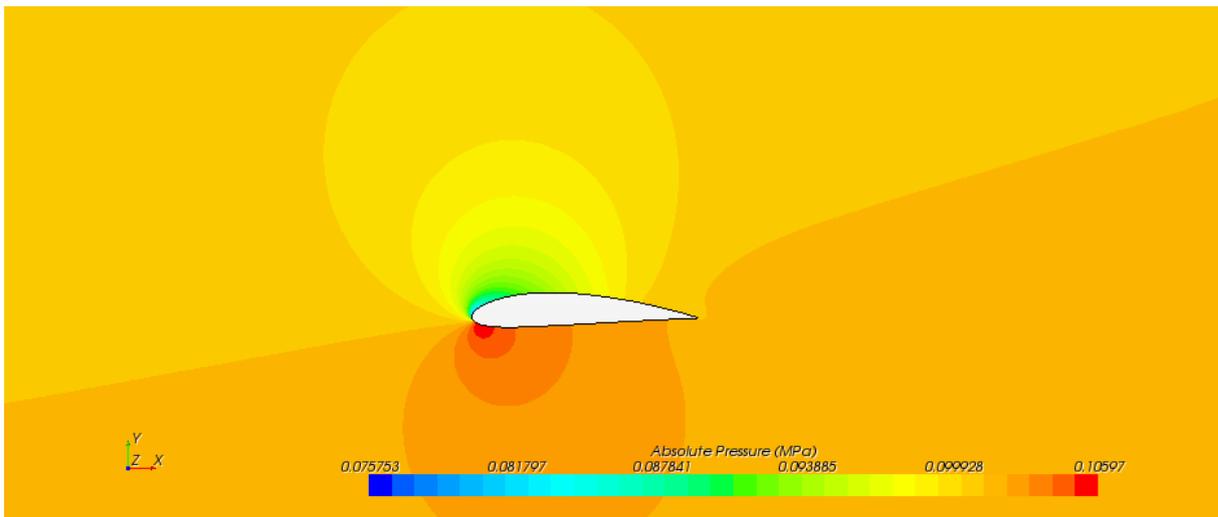


Figura 11.52. NACA 4415. Alfa = 14°. Campo di pressione assoluta. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

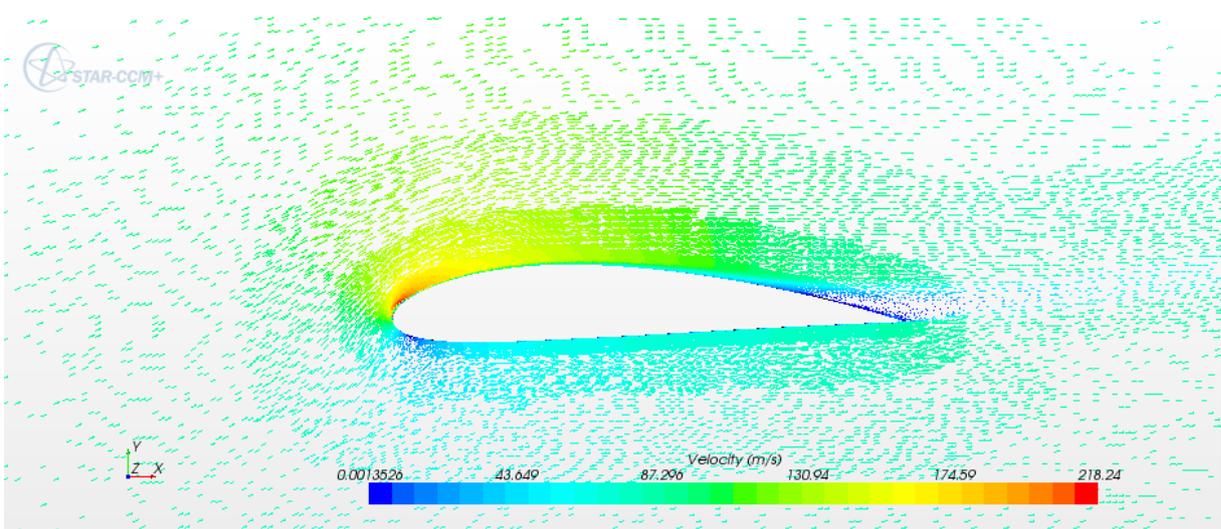


Figura 11.53. NACA 4415. Alfa = 14°. Vettori velocità. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

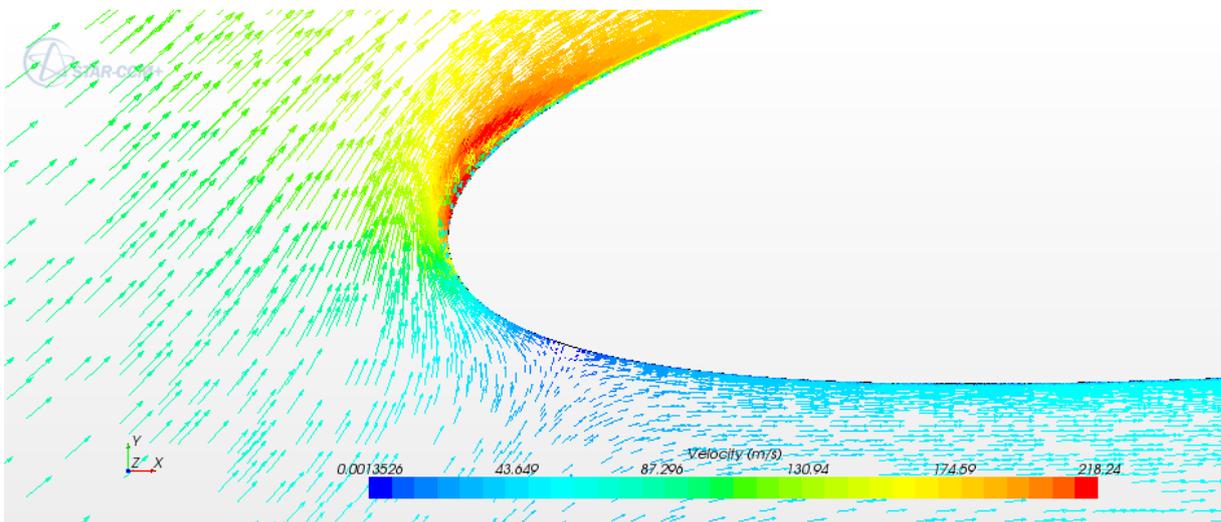


Figura 11.54. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio LE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

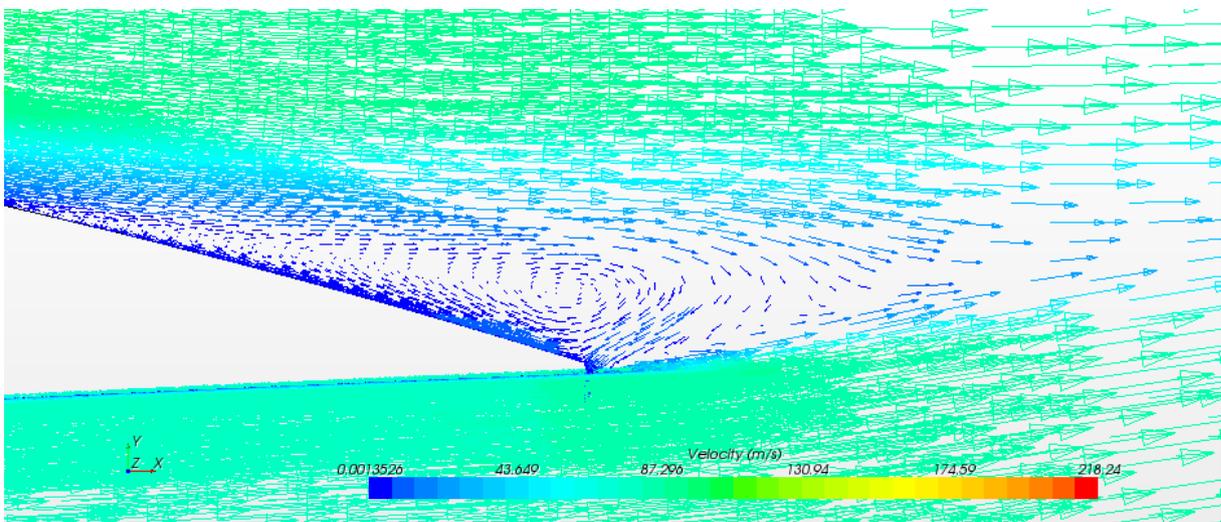


Figura 11.55. NACA 4415. Alfa = 14°. Dettaglio TE. Modello K-Omega – Gamma ReTetha.

Sezione III, Analisi numerica del profilo NACA 64₍₁₎-212

In questa sezione verrà preso in considerazione il profilo NACA 64₍₁₎-212 del quale si effettuerà la medesima campagna di prove al fine di verificare se le procedure precedentemente applicate sono valide per diverse tipologie di profilo. E' stato selezionato il suddetto profilo NACA in quanto la curva polare è caratterizzata da una "tazza di laminarità" ed è interessante verificare se il modello di transizione riesce a ricalcare i dati sperimentali di questa particolare condizione fisica. Verranno utilizzati sia il modello di turbolenza $k-\varepsilon$ che $k-\omega$ e confrontati con i dati sperimentali. Infine si verificherà se il modello $k-\varepsilon$ risulta sufficiente per l'analisi di profilo con rugosità superficiale.

Capitolo12

Geometria del profilo NACA 64₍₁₎-212

L'analisi di un nuovo profilo implica la generazione della nuova geometria del dominio CFD, per cui sarà necessario ripetere le procedure utilizzate per il profilo NACA 4415.

Il profilo NACA 64₍₁₎-212 possiede le seguenti caratteristiche geometriche:

Airfoil NACA 64 ₍₁₎ -212	
Chord (c)	1 m
Maximum thickness (t)	0.12 c
Maximum thickness position	0.40 c
Maximum camber	0.011 c
Maximum camber position	0.50 c

Tabella 12-1 Dati geometrici, profilo NACA 64₍₁₎-212

Si genera un file.dat contenente i punti del profilo per la generazione del solido e si realizza il profilo. Si riutilizza la stessa geometria per il dominio a cui viene sottratto il solido del profilo e si realizza la nuova mesh con i parametri già illustrati al Cap. 5. In tabella 12.2 si illustrano le coordinate di dorso e ventre.

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212			
x/c upper	y/c upper	x/c lower	y/c lower
0	0	0.94987	0.00028
0.000121	0.001	0.89973	-0.00269
0.0002751	0.0023	0.84962	-0.00708
0.000503	0.004	0.79955	-0.01232
0.0013528	0.006	0.74953	-0.018
0.0021258	0.008	0.69955	-0.02378
0.00418	0.01025	0.64961	-0.02944
0.00659	0.01245	0.59971	-0.03477
0.01147	0.01593	0.54984	-0.03961
0.02382	0.02218	0.5	-0.04377
0.04868	0.03123	0.45018	-0.04703
0.07364	0.03815	0.40039	-0.0491
0.09865	0.04386	0.35059	-0.04948
0.14872	0.05291	0.30079	-0.04871
0.19886	0.05968	0.25097	-0.0468
0.24903	0.0647	0.20114	-0.04376
0.29921	0.06815	0.15128	-0.03945
0.34941	0.07008	0.10135	-0.03352
0.39961	0.07052	0.07636	-0.02967
0.44982	0.06893	0.05132	-0.02491
0.5	0.06583	0.02618	-0.01846
0.55016	0.06151	0.01353	-0.01379
0.60029	0.05619	0.00841	-0.01105
0.65039	0.05004	0.00582	-0.00925
0.70045	0.04322	0.002	-0.006
0.75047	0.0359	0.00075	-0.003
0.80045	0.02825	0.94987	0.00028
0.85038	0.02054	0.89973	-0.00269
0.90027	0.01303	0.84962	-0.00708
0.95013	0.00604	0.79955	-0.01232
1	0	0.74953	-0.018

Tabella 12-2 Coordinate del profilo NACA 64₍₁₎-212.

Capitolo 13

Analisi dei risultati, NACA 64₍₁₎-212

Per la determinazione delle caratteristiche aerodinamiche è stata avviata la campagna di prove utilizzando il modello di turbolenza k- ϵ ed il modello di transizione k- ω gamma-ReTheta. Per profilo smooth, sono stati selezionati i valori di Reynolds considerati più rappresentativi del problema e di cui sono disponibili dati sperimentali.

13.1 Analisi dei risultati, NACA 64₍₁₎-212

Nelle seguenti tabelle e grafici sono riportati i dati ottenuti dai codici di calcolo e confrontati con i dati sperimentali.

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 3 000 000		
	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ	Modello di transizione k- ω
Incidenza, α (deg)			
-6	-0.55	-0.55	-0.47
-5	-0.43	-0.43	-0.37
-4	-0.31	-0.31	-0.27
-3	-0.2	-0.2	-0.16
-2	-0.1	-0.06	-0.06
-1	0	0.05	0.06
0	0.14	0.16	0.17
1	0.25	0.28	0.28
2	0.37	0.39	0.40
3	0.48	0.50	0.51
4	0.60	0.61	0.60
5	0.70	0.71	0.70
6	0.80	0.82	0.80
8	1.00	1.00	1.00
10	1.2	1.20	1.21
12	1.41	1.30	1.40
14	1.51	1.48	1.57
15	1.53	1.50	1.59
16	1.51	1.49	1.56

Tabella 13-1 NACA 64₍₁₎-212. Section Lift Coefficient, Reynolds = 3 000 000

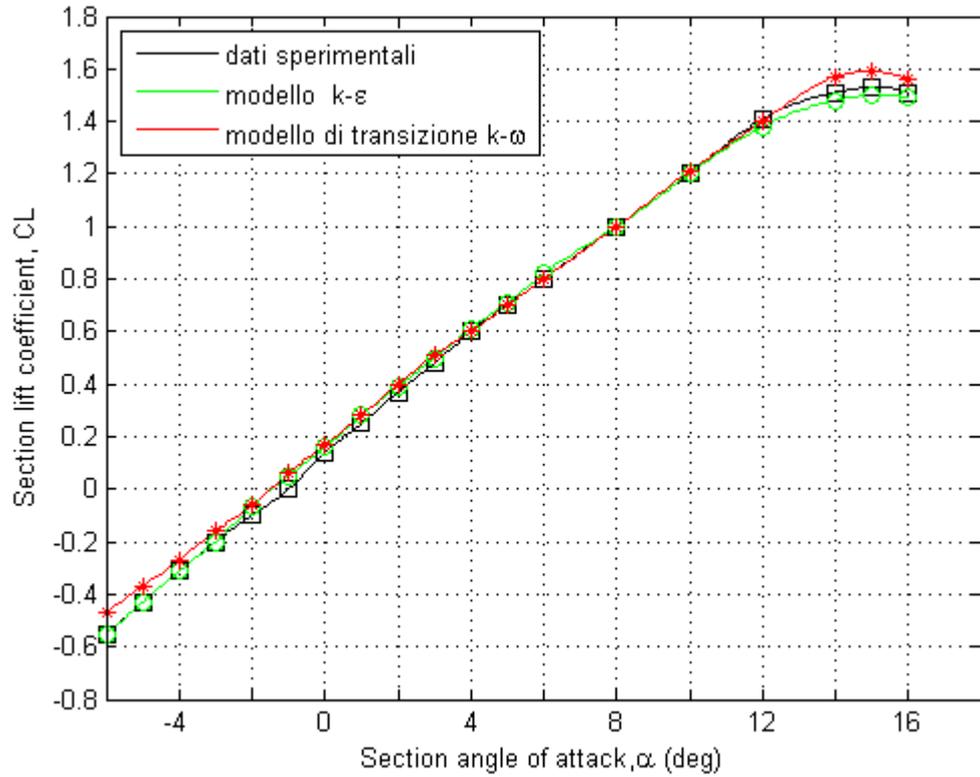


Figura 13.1 NACA 64₍₁₎-212. Curva $C_L-\alpha$,

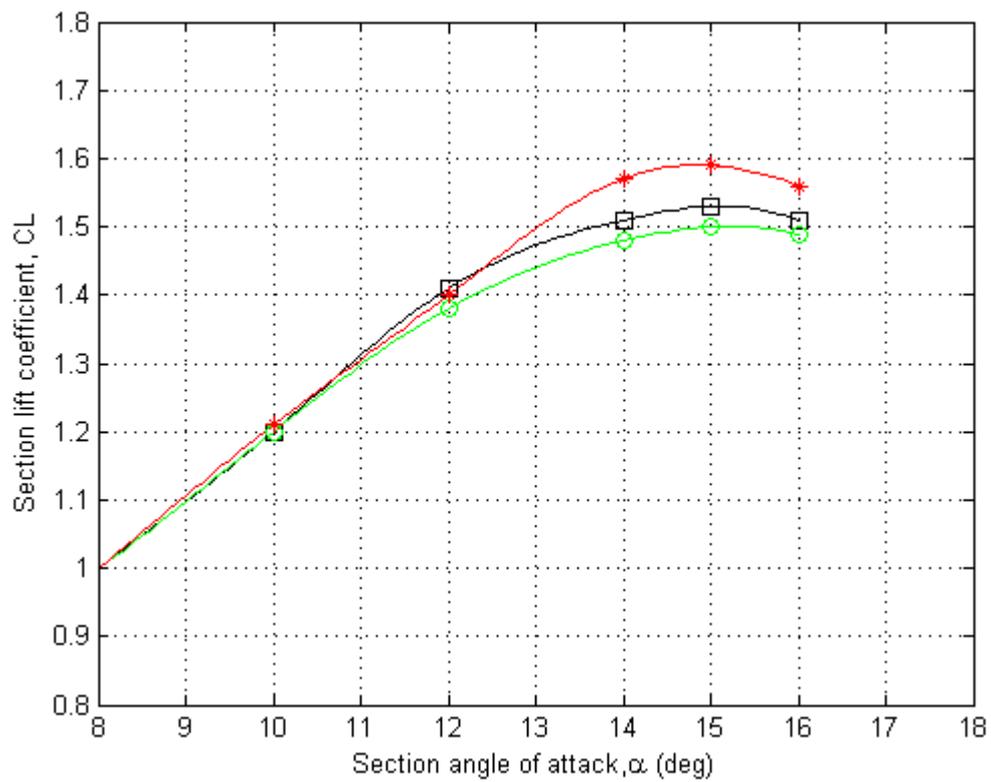


Figura 13.2 Dettaglio curva $C_L-\alpha$

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	Section Drag Coefficient , C _D		
	REYNOLDS 3 000 000		
	Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ
-6	0.0093	0.0129	0.0109
-5	0.0085	0.0112	0.0091
-4	0.0077	0.0100	0.0077
-3	0.0070	0.0094	0.0065
-2	0.0051	0.0090	0.0046
-1	0.0046	0.0088	0.0045
0	0.0046	0.0089	0.0045
1	0.0046	0.0090	0.0046
2	0.0047	0.0093	0.0049
3	0.0051	0.0100	0.0053
4	0.0080	0.0107	0.0082
5	0.0090	0.0118	0.0097
6	0.0100	0.0133	0.0110
8	0.0120	0.0191	0.0130
10	0.0147	0.0263	0.0187
12	0.0165	0.0363	0.0276
14	0.0190	0.0473	0.0342

Tabella 13-2 NACA 64₍₁₎-212 Section Drag Coefficient, Reynolds = 3 000 000

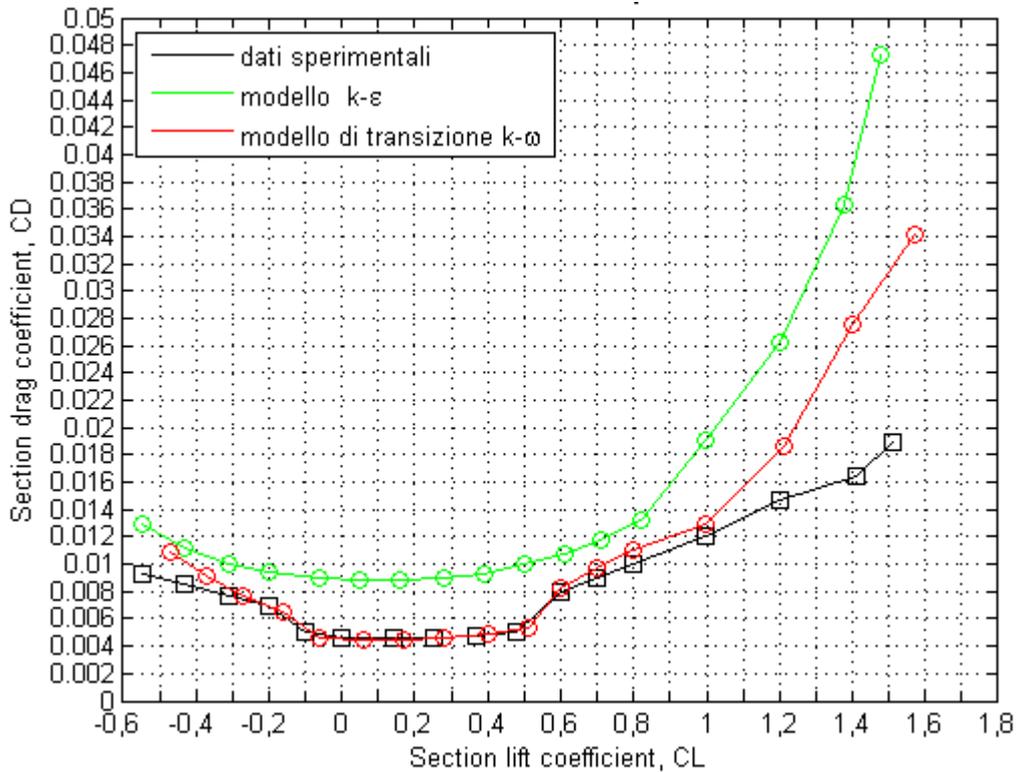


Figura 13.3 NACA 64₍₁₎-212. Curva C_L- C_D

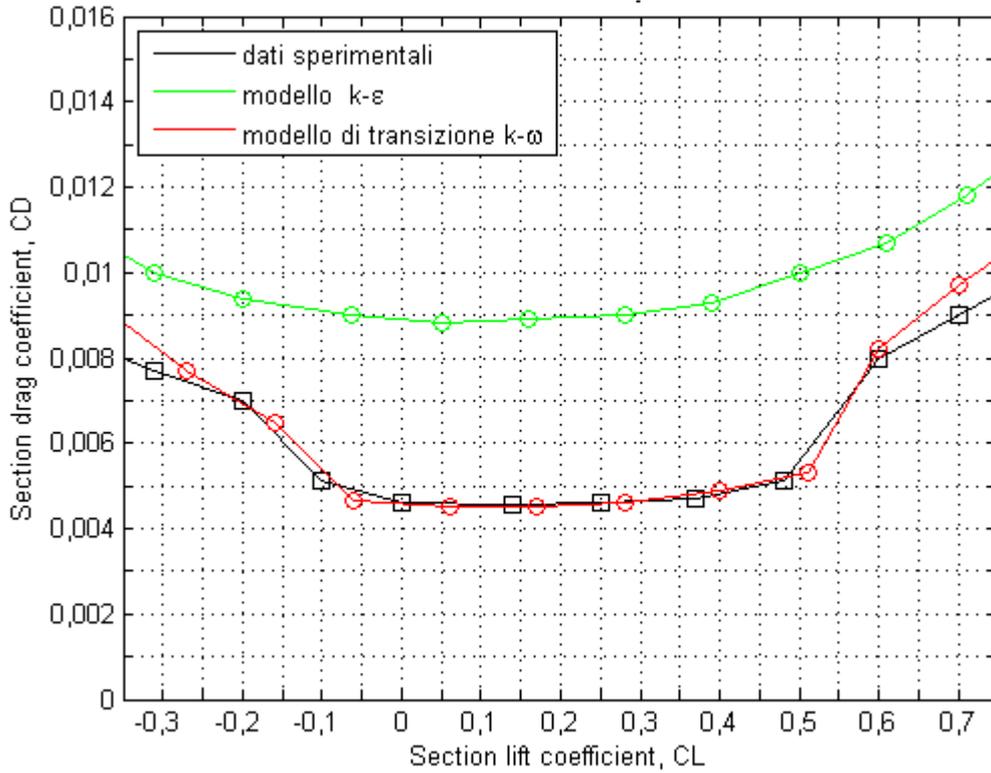


Figura 13.4 Dettaglio curva C_L - C_D

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 6 000 000		
	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ	Modello di transizione k- ω
Incidenza, α (deg)			
-6	-0.55	-0.49	-0.48
-5	-0.43	-0.39	-0.38
-4	-0.31	-0.28	-0.27
-3	-0.2	-0.17	-0.17
-2	-0.1	-0.06	-0.05
-1	0	0.05	0.05
0	0.14	0.16	0.17
1	0.25	0.28	0.28
2	0.37	0.39	0.39
3	0.48	0.5	0.50
4	0.60	0.61	0.61
5	0.70	0.72	0.72
6	0.80	0.82	0.82
8	1.00	1.01	1.03
10	1.2	1.22	1.21
12	1.40	1.42	1.46
14	1.58	1.60	1.64
15	1.60	1.62	1.66
16	1.58	1.60	1.63

Tabella 13-3 NACA 64₍₁₎-212 Section Lift Coefficient, Reynolds = 6 000 000

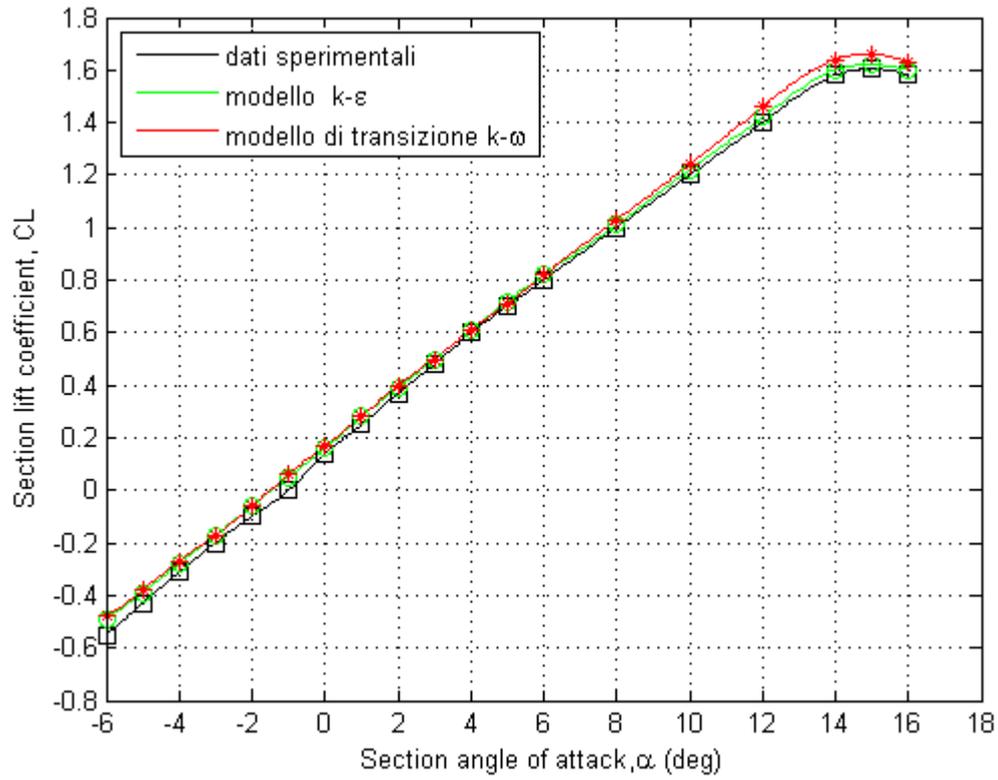


Figura 13.5 NACA 64₍₁₎-212. Curva $C_L - \alpha$

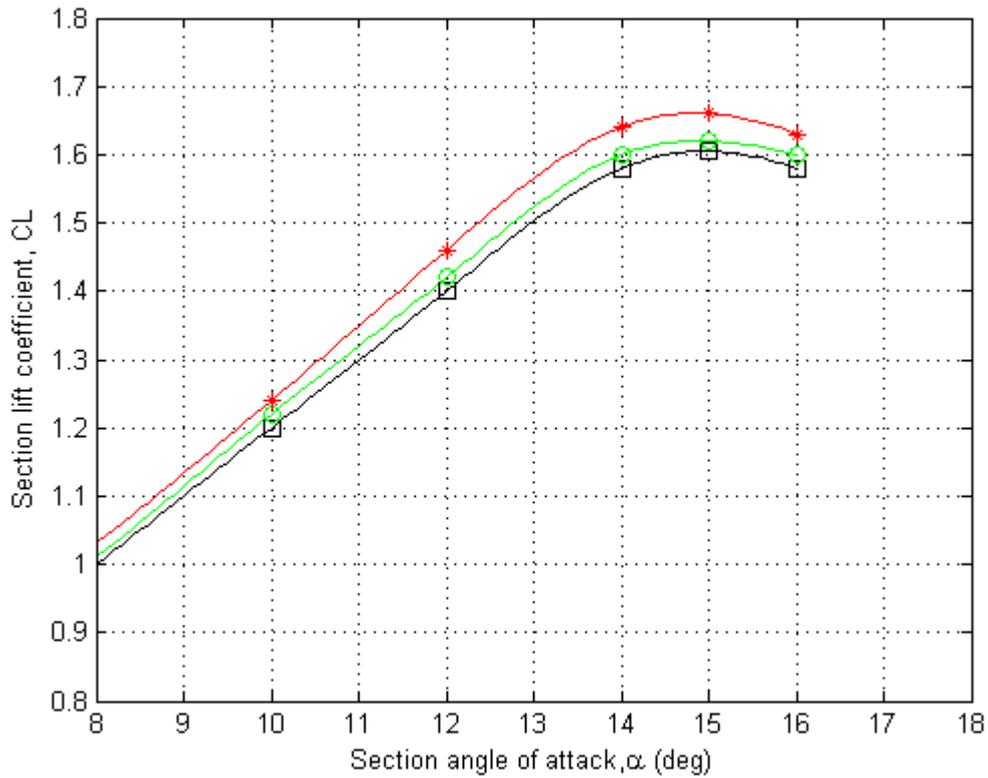


Figura 13.6 Dettaglio curva $C_L - \alpha$

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	Section Drag Coefficient , C_D		
	REYNOLDS 6 000 000		
	Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ
-6	0.0082	0.0123	0.0105
-5	0.0078	0.0104	0.0085
-4	0.0070	0.0092	0.0071
-3	0.0061	0.0086	0.0063
-2	0.0056	0.0081	0.0050
-1	0.0042	0.0079	0.0043
0	0.0043	0.0080	0.0044
1	0.0044	0.0082	0.0045
2	0.0050	0.0085	0.0050
3	0.0063	0.0090	0.0068
4	0.0074	0.0097	0.0070
5	0.0079	0.0108	0.0090
6	0.0085	0.0124	0.0100
8	0.0100	0.0182	0.0115
10	0.0122	0.0252	0.0155
12	0.0149	0.0342	0.0249
14	0.0195	0.0442	0.0350

Tabella 13-4 NACA 64₍₁₎-212 Section Drag Coefficient, Reynolds =6 000 000

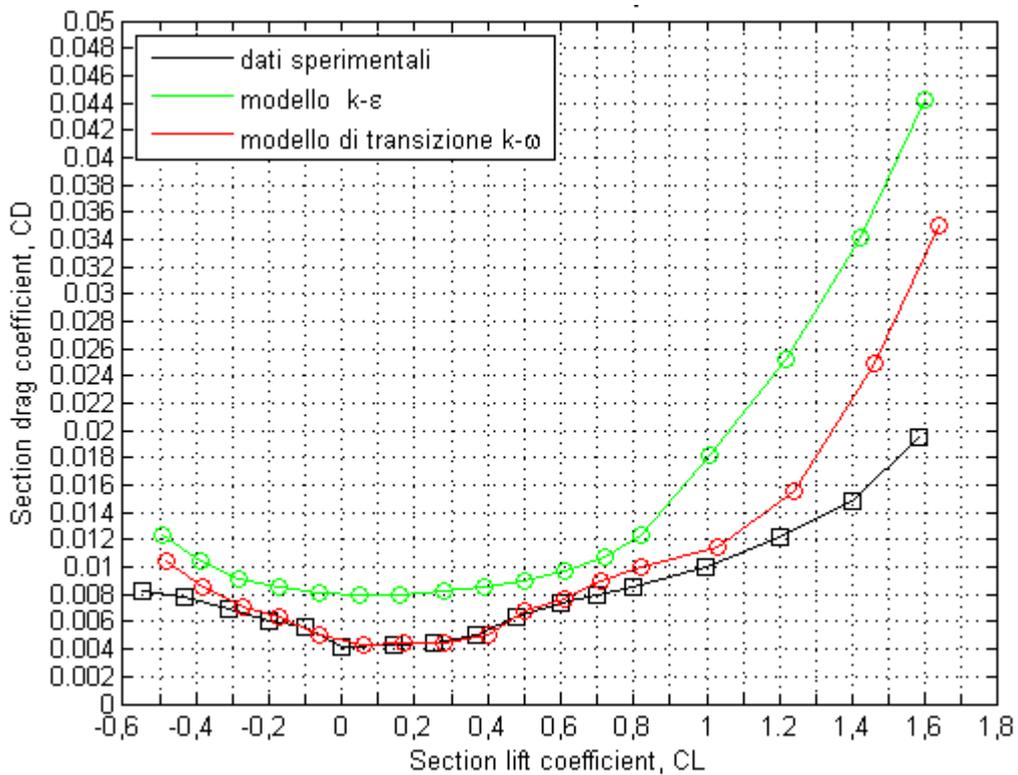


Figura 13.7 NACA 64₍₁₎-212. Curva C_L - C_D

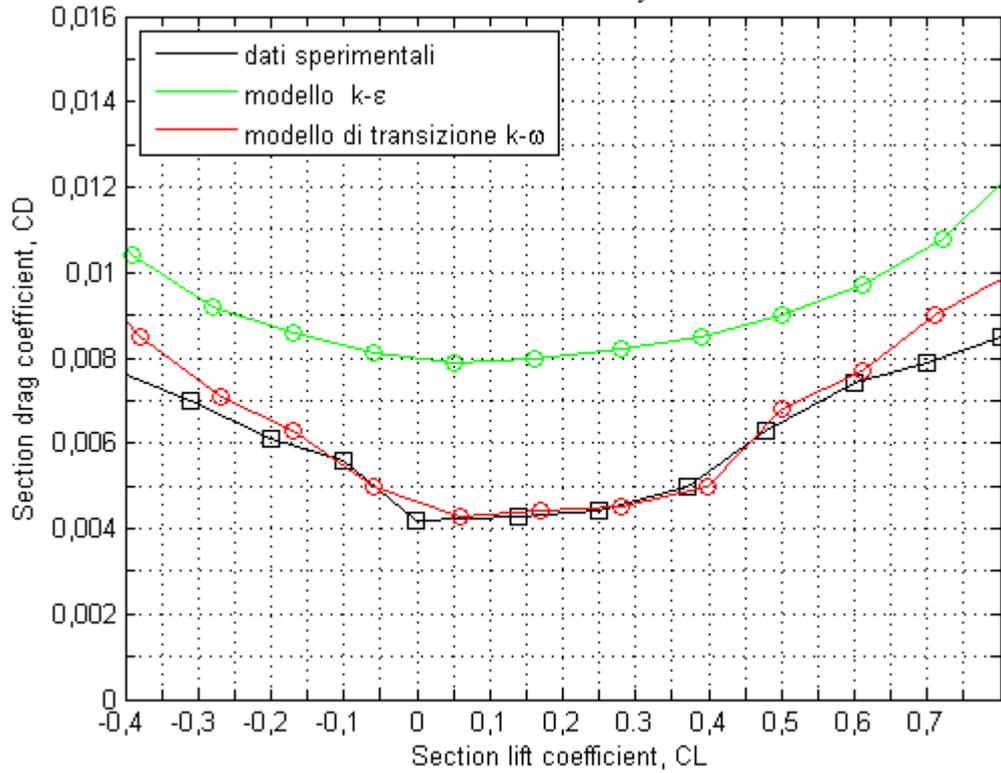


Figura 13.8 NACA 64₍₁₎-212. Dettaglio curva C_L - C_D

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	Section Lift Coefficient , C_L		
	REYNOLDS 9 000 000		
	Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ
-6	-0.55	-0.49	-0.48
-5	-0.43	-0.39	-0.38
-4	-0.31	-0.28	-0.27
-3	-0.2	-0.17	-0.17
-2	-0.1	-0.06	-0.06
-1	0	0.05	0.06
0	0.14	0.16	0.17
1	0.25	0.28	0.28
2	0.37	0.39	0.40
3	0.48	0.5	0.50
4	0.60	0.61	0.61
5	0.70	0.72	0.71
6	0.80	0.82	0.82
8	1.00	1.03	1.03
10	1.2	1.21	1.24
12	1.40	1.42	1.46
14	1.58	1.60	1.64
15	1.60	1.62	1.66
16	1.58	1.60	1.63

Tabella 13-5 NACA 64₍₁₎-212 Section Lift Coefficient, Reynolds = 9 000 000

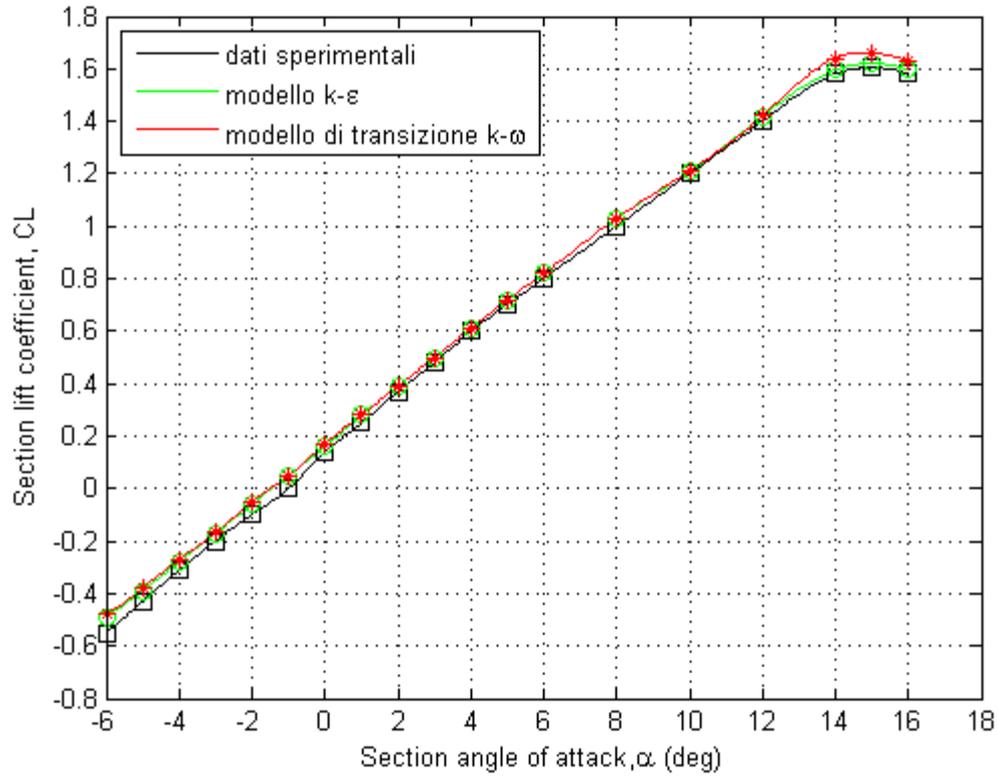


Figura 13.9 NACA 64₍₁₎-212. Curva $C_L-\alpha$

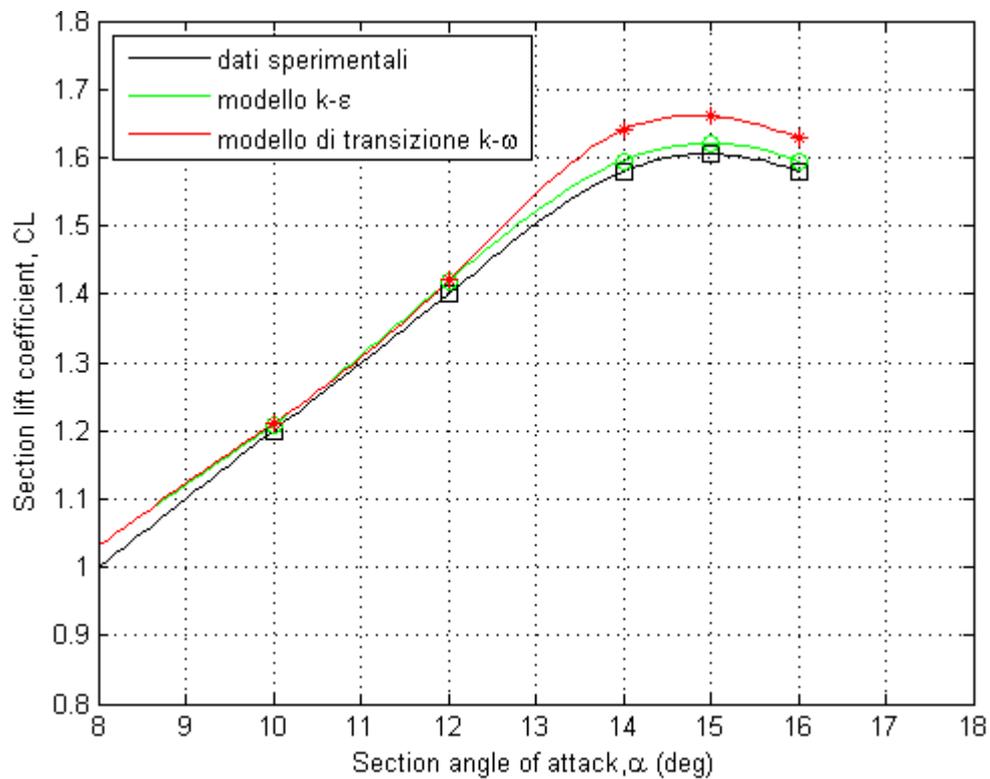


Figura 13.10 Dettaglio curva $C_L-\alpha$

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	Section Drag Coefficient , C_D		
	REYNOLDS 9 000 000		
	Incidenza, α (deg)	Dati Sperimentali	Modello k- ϵ
-6	0.0077	0.0119	0.0101
-5	0.0070	0.0100	0.0082
-4	0.0066	0.0088	0.0068
-3	0.0065	0.0081	0.0064
-2	0.0062	0.0077	0.0054
-1	0.0050	0.0076	0.0046
0	0.0047	0.0076	0.0045
1	0.0047	0.0077	0.0047
2	0.005	0.0080	0.0053
3	0.0063	0.0085	0.0065
4	0.0073	0.0092	0.0074
5	0.0076	0.0104	0.0084
6	0.0080	0.0120	0.0091
8	0.0093	0.0170	0.0109
10	0.0112	0.0240	0.0142
12	0.0137	0.0332	0.0227
14	0.0173	0.0431	0.0310

Tabella 13-6 NACA 64₍₁₎-212 Section Drag Coefficient, Reynolds = 9 000 000

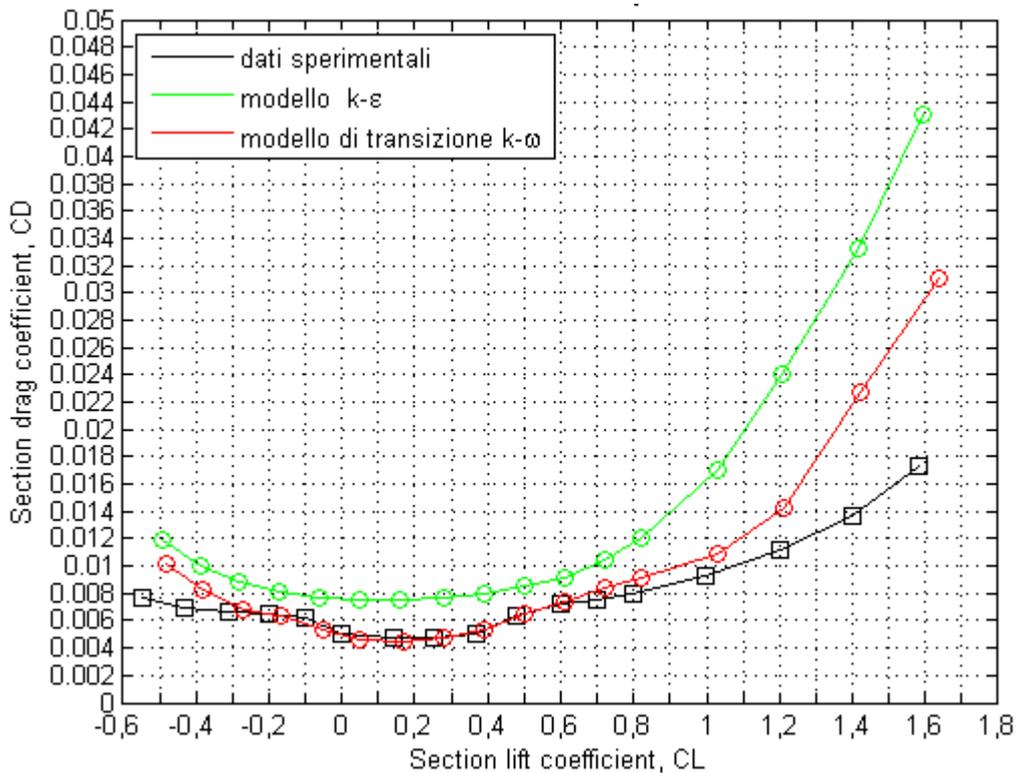


Figura 13.11 Curva C_L - C_D

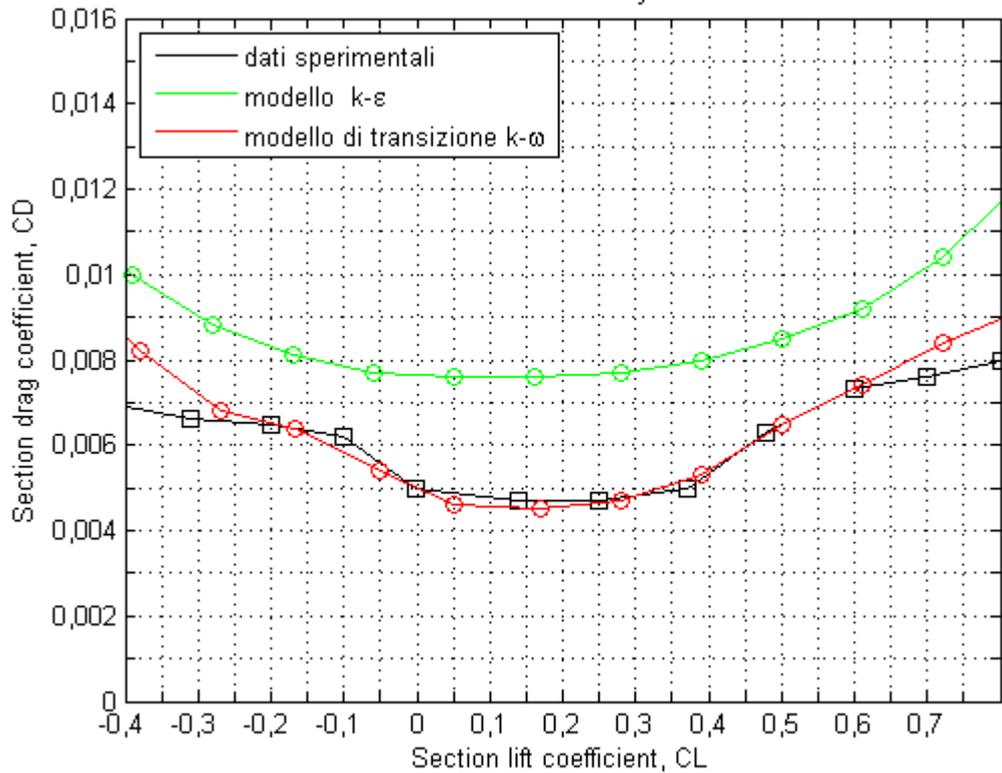


Figura 13.12 Dettaglio curva C_L - C_D

I risultati ottenuti confermano le qualità del modello di transizione $k-\omega$ nella valutazione del coefficiente di resistenza poiché il modello è più rappresentativo della fisica reale di quanto non sia il modello di turbolenza $k-\epsilon$, il quale risolve flussi interamente turbolenti.

Si riscontrano dei difetti nella valutazione del coefficiente di portanza massimo il quale, anche in questo caso, risulta sovrastimato a differenza del $k-\epsilon$ il quale è quasi esatto.

13.2 Profilo NACA 64₍₁₎-212 con rugosità standard

Si effettua di seguito una valutazione degli effetti della rugosità standard al bordo d'attacco del profilo NACA 64₍₁₎-212. In particolare, avvalendosi del modello $k-\epsilon$, si cerca di dedurre la fisica del problema nel quale si prevede che una rugosità al bordo d'attacco renda turbolento lo strato limite intorno al profilo. Tali supposizioni, fatte anche per il NACA 4415, saranno plausibili e veritiere se i risultati ottenuti saranno coerenti con i dati sperimentali. Si mostrano di seguito i dati ottenuti.

Profilo NACA 64 ₍₁₎ -212	REYNOLDS 6 000 000 Rugosità standard, R=0.011 in			
	Section Lift Coefficient , C _L		Section Drag Coefficient , C _D	
Incidenza, α (deg)	Abbot	Modello k-ε	Abbot	Modello k-ε
-8	-0.73	-0.68	0.0210	0.0163
-6	-0.52	-0.50	0.0128	0.110
-4	-0.032	-0.29	0.0100	0.0097
-2	-0.08	-0.06	0.0089	0.0087
0	0.14	0.16	0.0088	0.0085
2	0.36	0.39	0.0090	0.0091
4	0.58	0.61	0.0100	0.0103
6	0.80	0.82	0.0126	0.0122
8	0.98	1.02	0.0175	0.0166
10	1.14	1.20	0.0235	0.0234
11	1.19	1.27	0.0277	0.0287
12	1.12	1.31		0.0365
13	1.05	1.25		
14	1.00	1.15		

Tabella 13-7 NACA 64₍₁₎-212. Effetto di rugosità superficiale

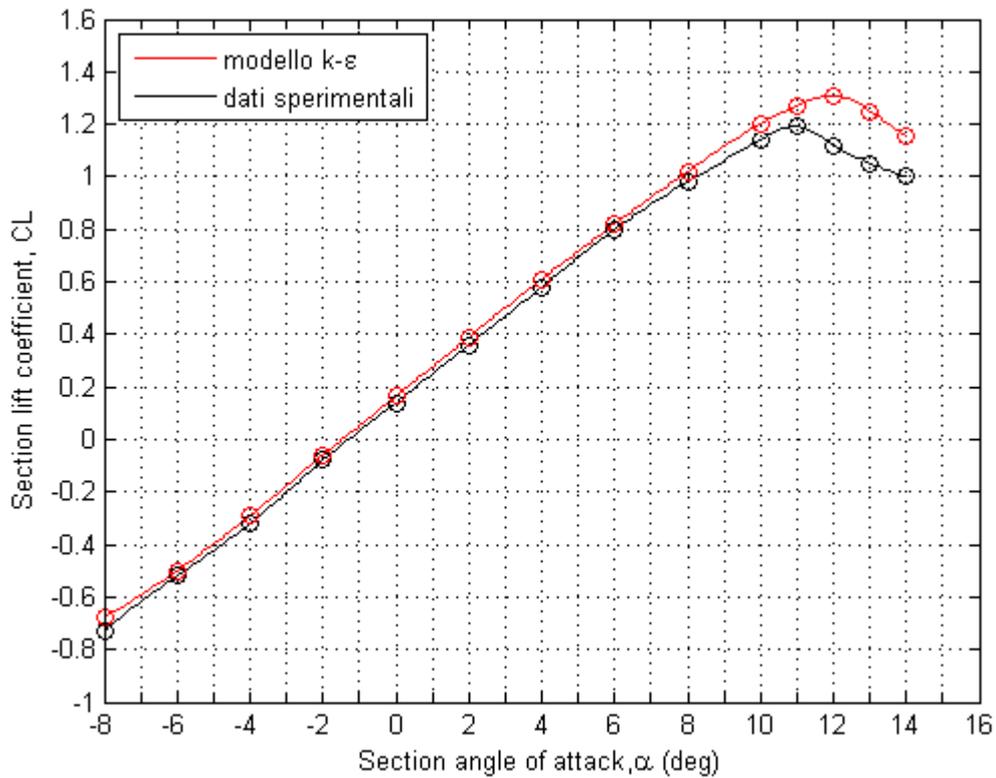


Figura 13.13 NACA 64₍₁₎-212. Curva C_L- α

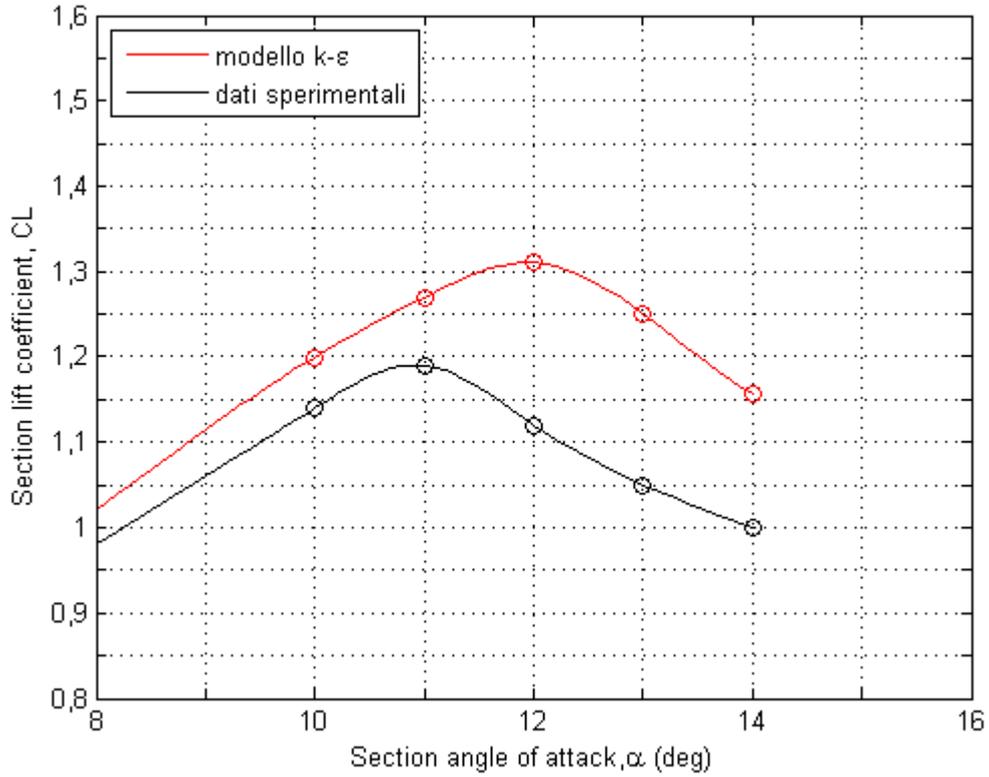


Figura 13.14 Dettaglio curva $C_L - \alpha$

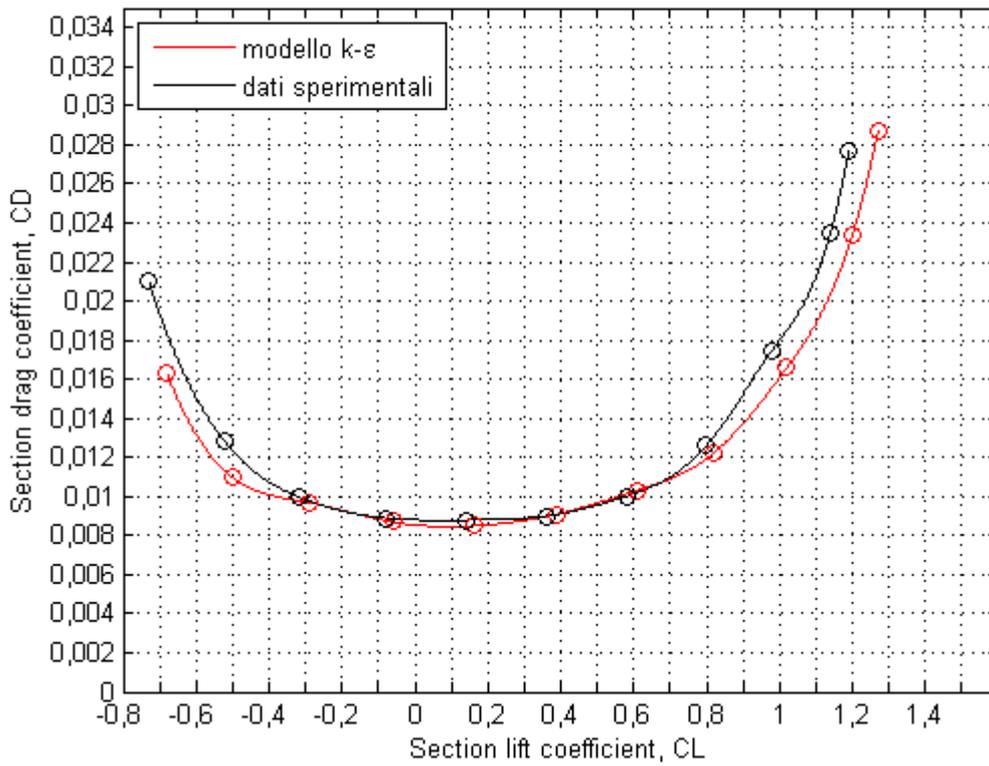


Figura 13.15 NACA 64₍₁₎-212. Curva $C_L - C_D$

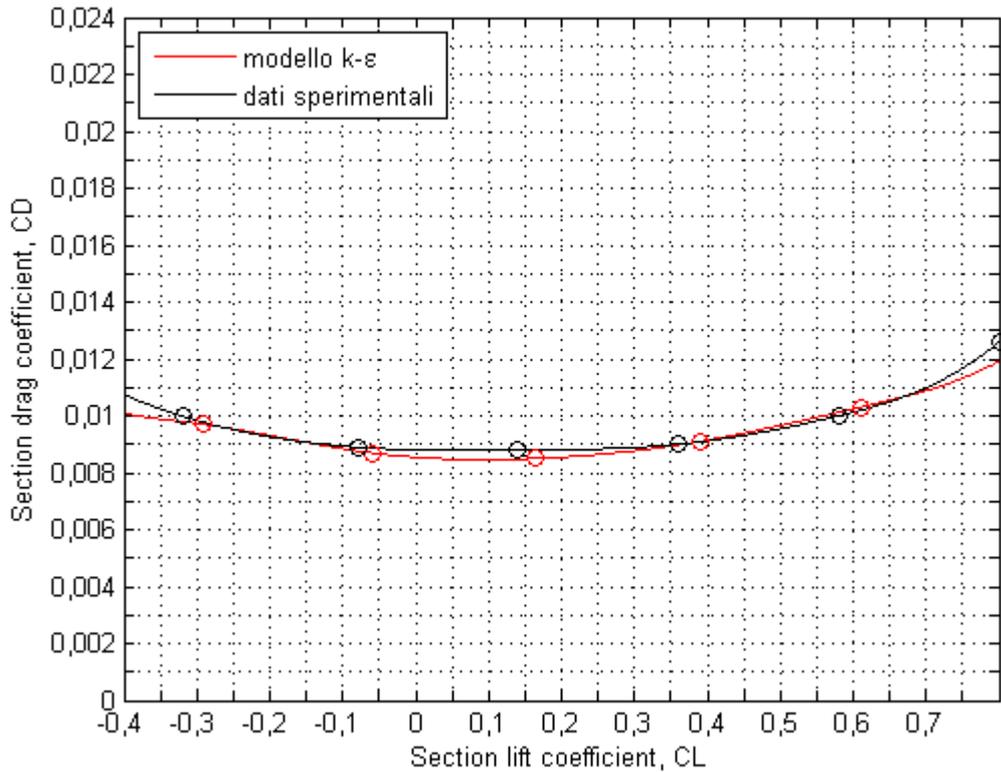


Figura 13.16 Dettaglio curva C_L - C_D

Sono state ottenute delle ottime risposte in termini di resistenza, con un errore trascurabile soprattutto alle basse incidenze. Per quanto riguarda lo stallo si nota che si è riproposta la stessa tipologia di errore riscontrata per il profilo NACA 4415, ovvero coefficiente di portanza sovrastimato e incidenza di stallo sovrastimato di 1° . E' plausibile per cui affermare che si tratti di un errore costante e intrinseco nel codice. Visto e considerato che un errore di 0.1 sul coefficiente di stallo è più che tollerato e data la bontà dei risultati sulla resistenza, si può in definitiva affermare che il modello k-ε risulta strumento più che valido per la determinazione di portanza e resistenza di un profilo in presenza di una rugosità superficiale.

13.3 Visualizzazioni Profilo NACA 64₍₁₎-212

Si riportano di seguito grafici illustranti i vettori velocità in prossimità del profilo, la pressione assoluta nel campo e la corrispondente distribuzione.

Per illustrare la fenomenologia del problema sono stati presi come riferimento le incidenze $\alpha=0^\circ$; 4° ; 8° ; 12° ; 16° , per Reynolds = 6 000 000 e profilo *smooth*.

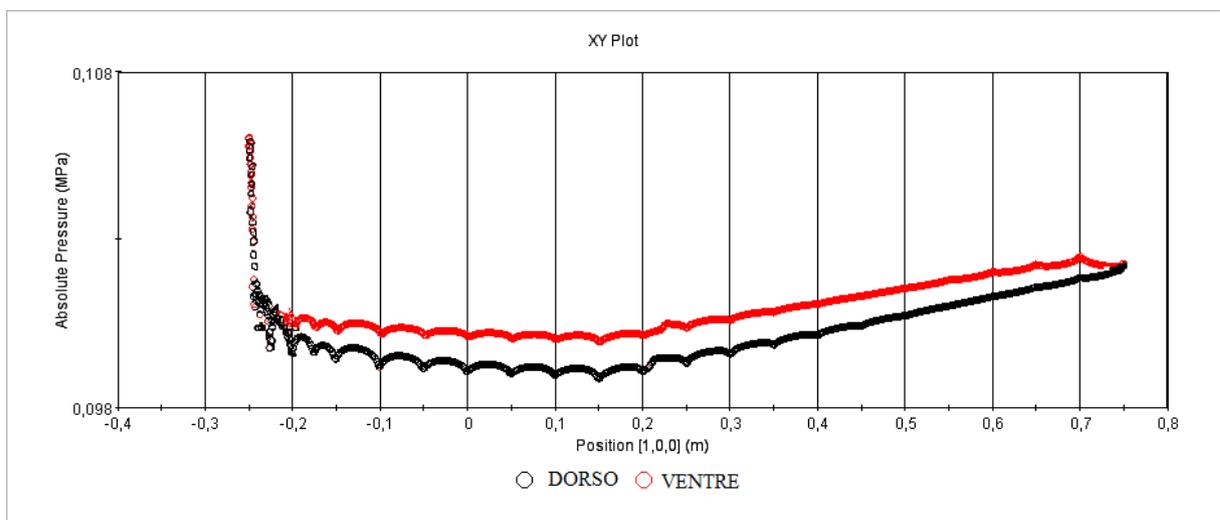


Figura 13.17. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 0°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.

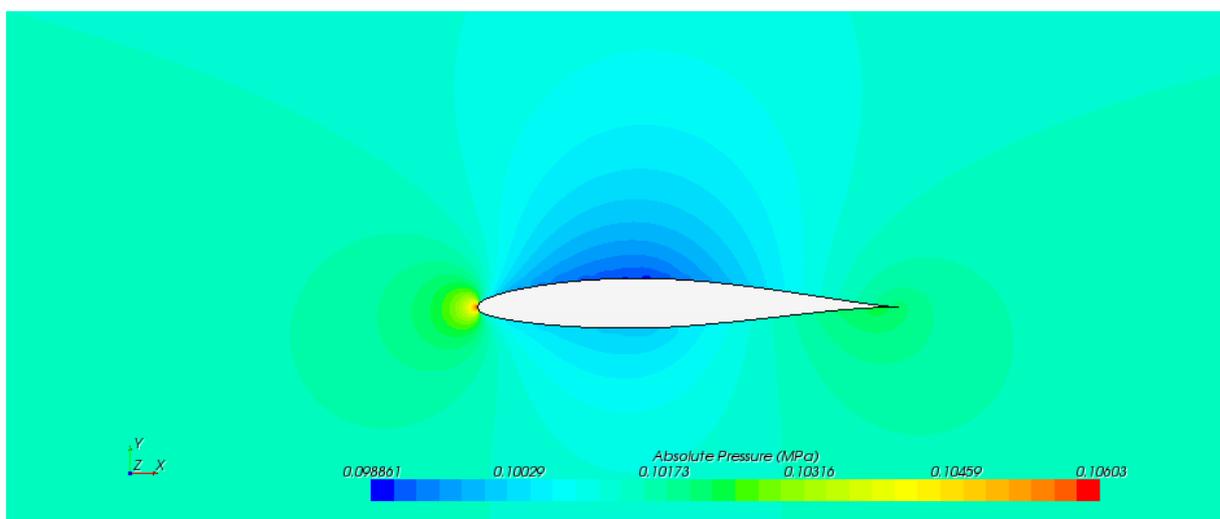


Figura 13.18. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 0°. Campo di pressione assoluta.

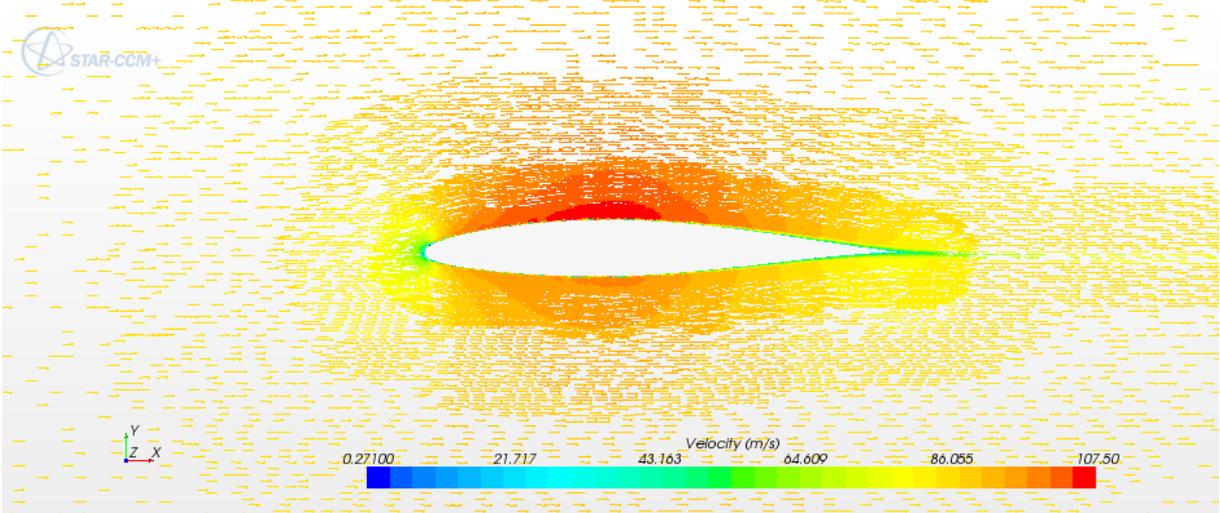


Figura 13.19. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 0°. Vettori velocità.

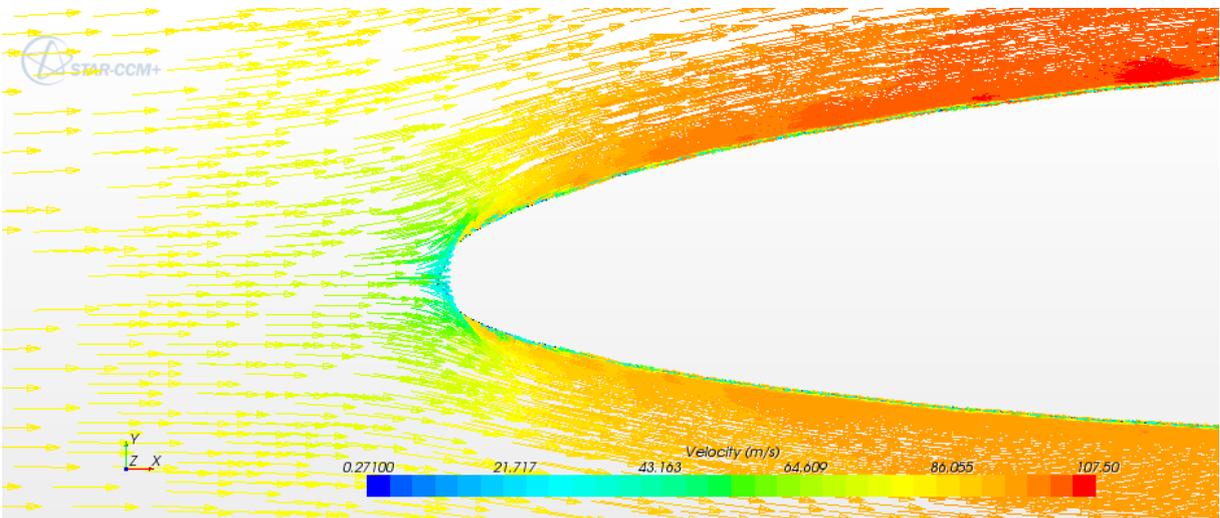


Figura 13.20. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 0°. Dettaglio LE.

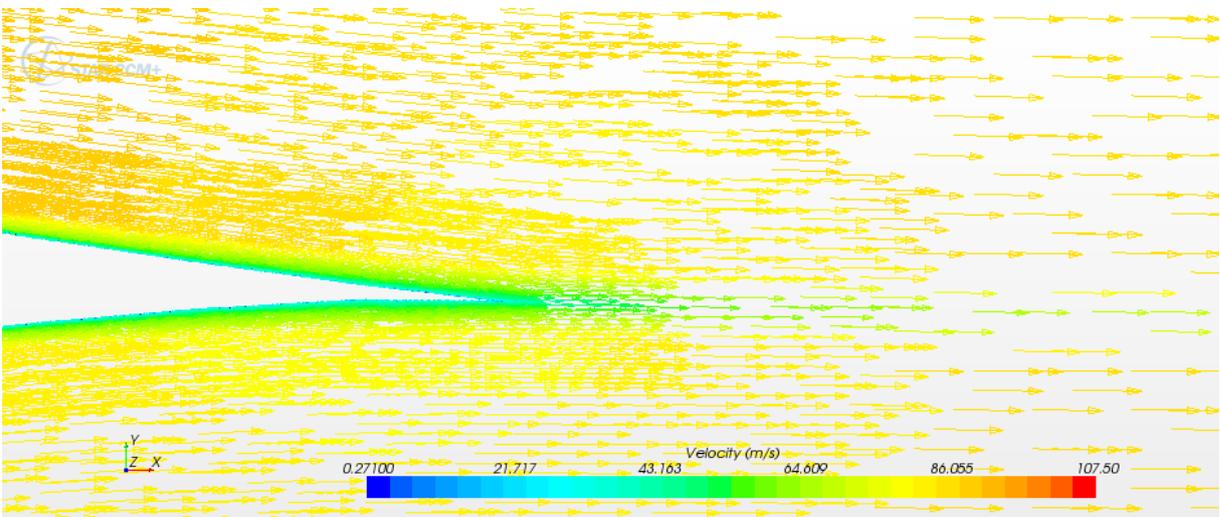


Figura 13.21. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 0°. Dettaglio TE.

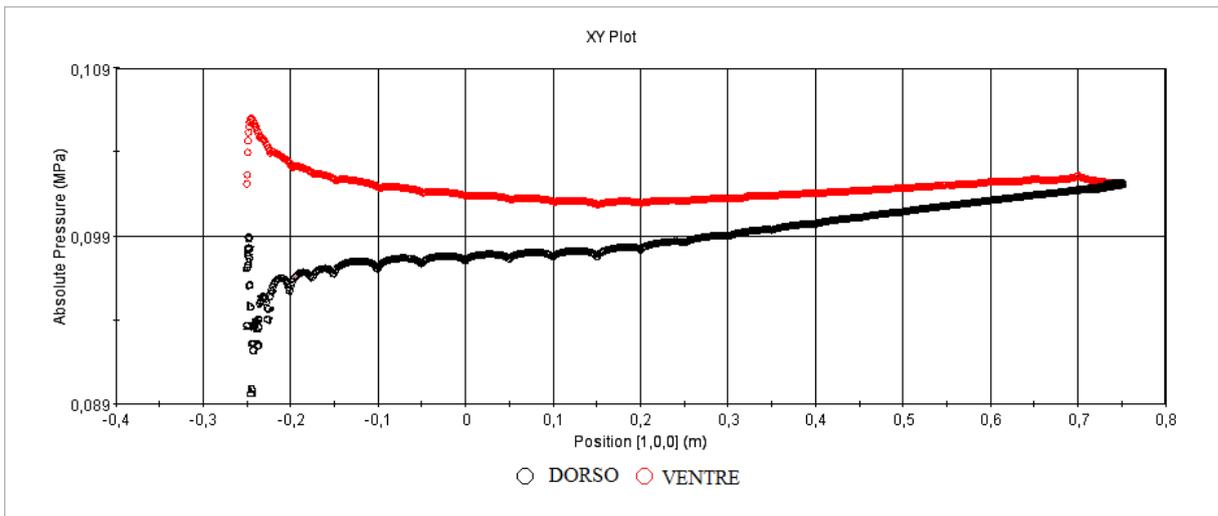


Figura 13.22. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 4°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.

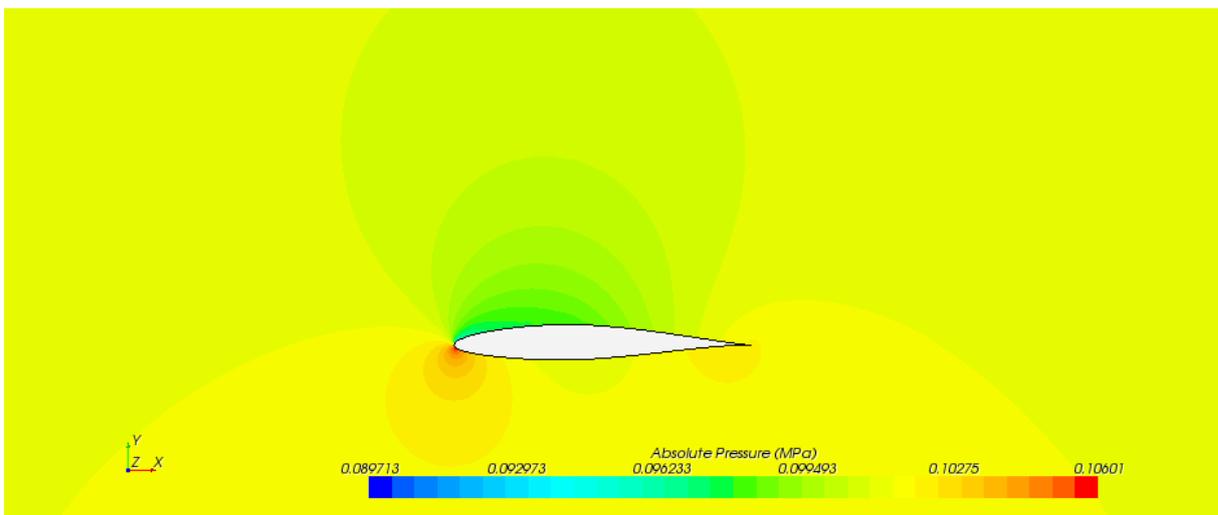


Figura 13.23. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 4°. Campo di pressione assoluta.

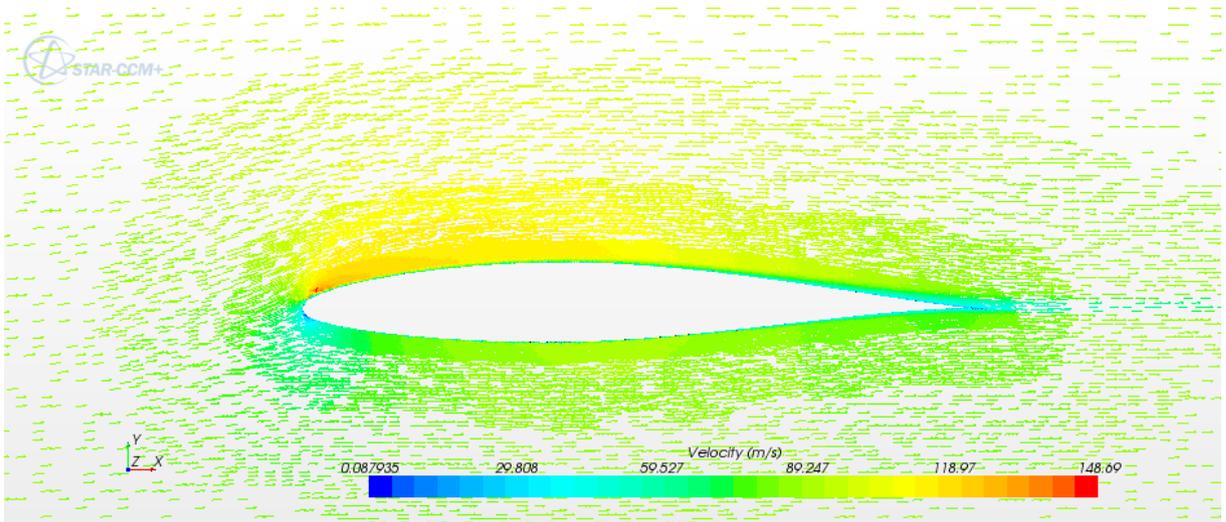


Figura 13.24. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 4°. Vettori velocità.

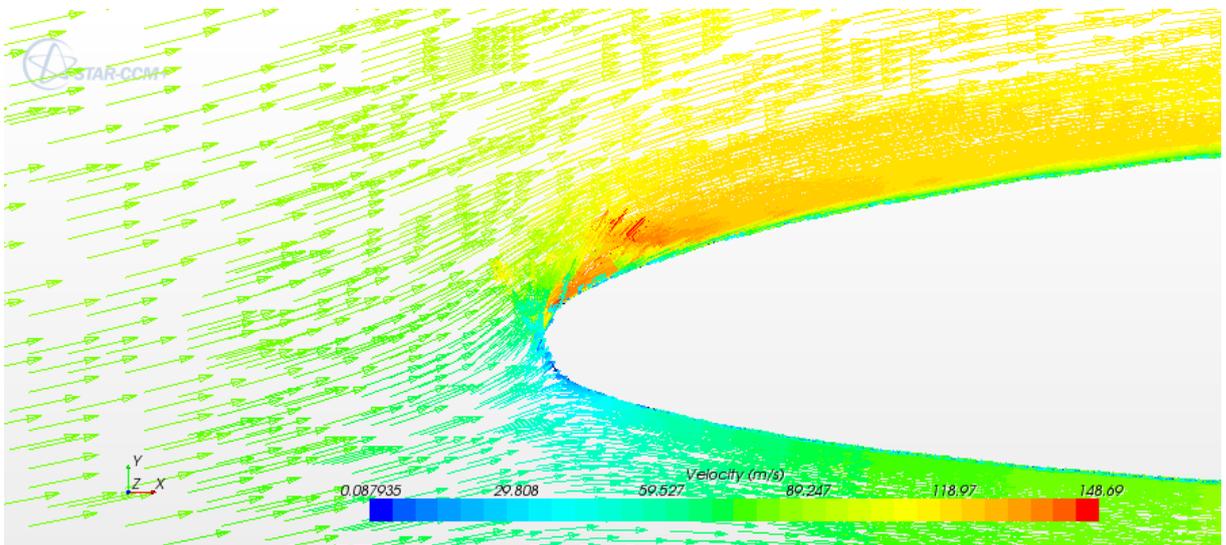


Figura 13.25. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 4°. Dettaglio LE.

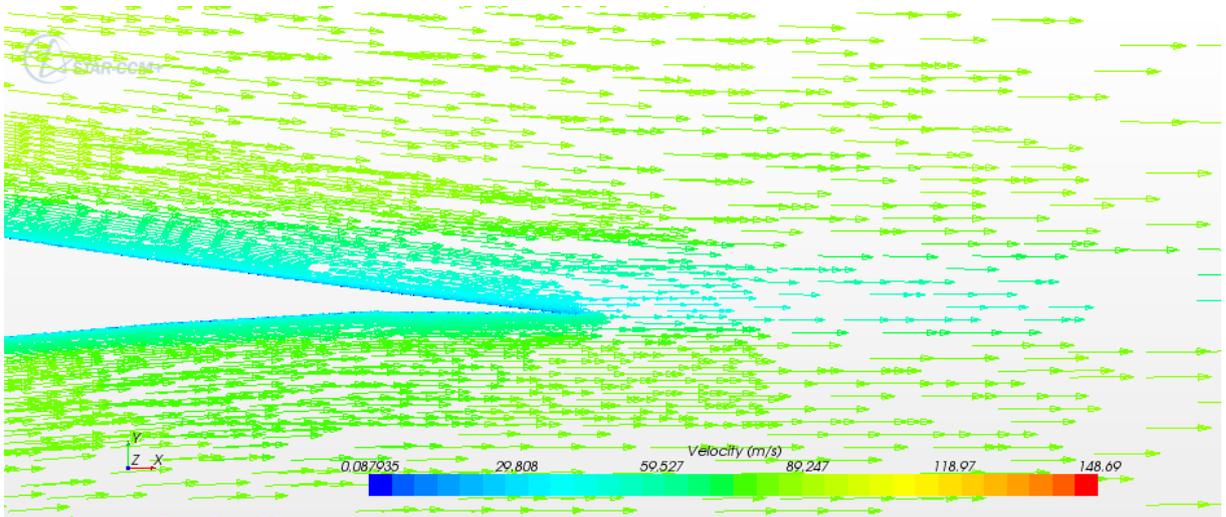


Figura 13.26. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 4°. Dettaglio TE.

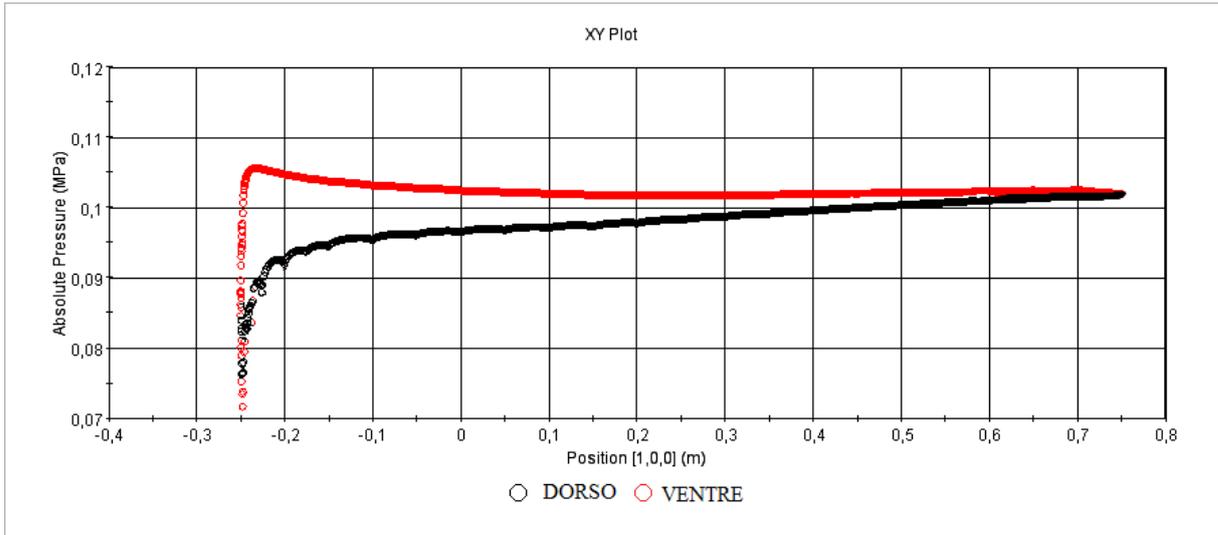


Figura 13.27. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 8°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.

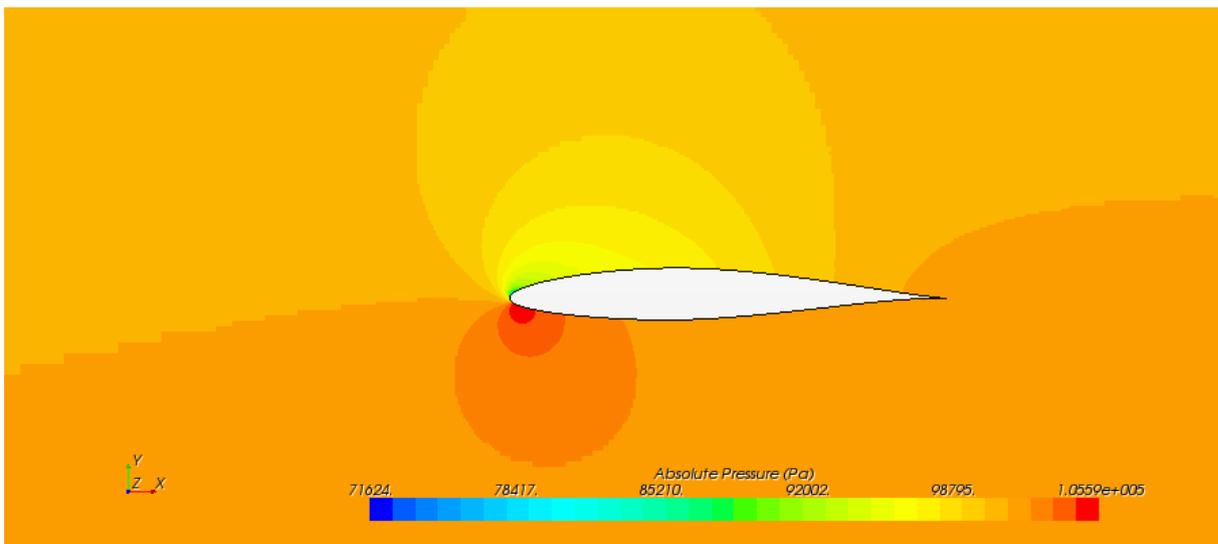


Figura 13.28 NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 8°. Campo di pressione assoluta.

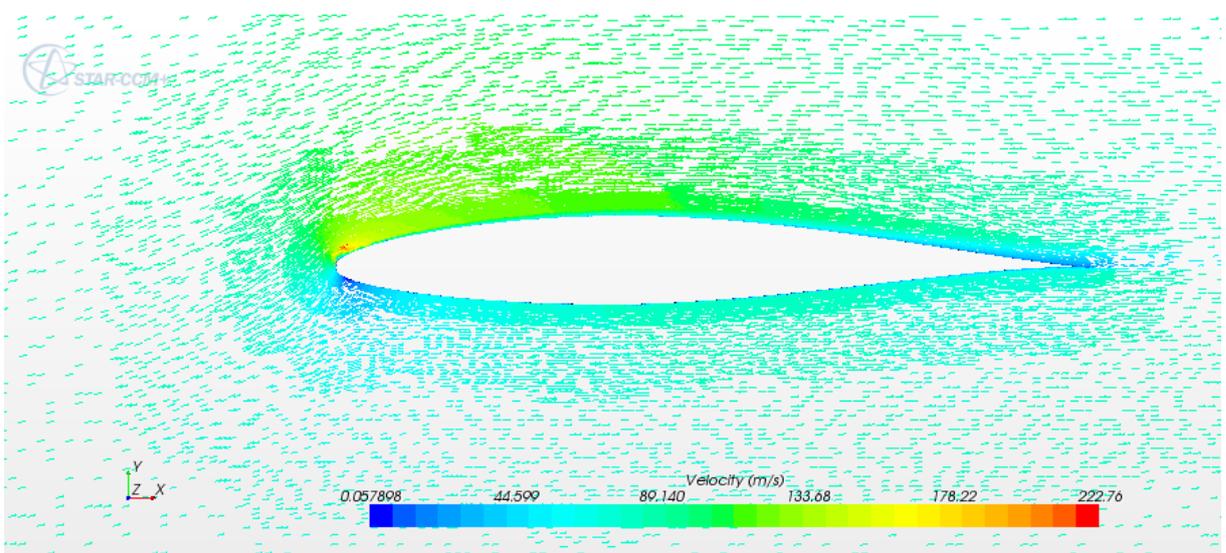


Figura 13.29. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 8°. Vettori velocità.

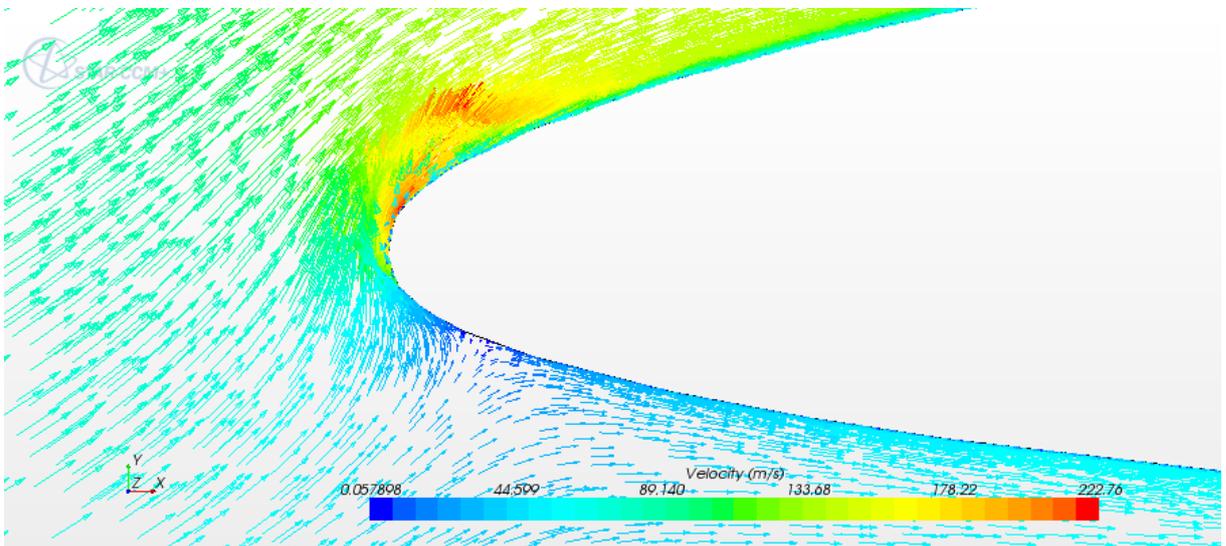


Figura 13.30. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 8°. Dettaglio LE.

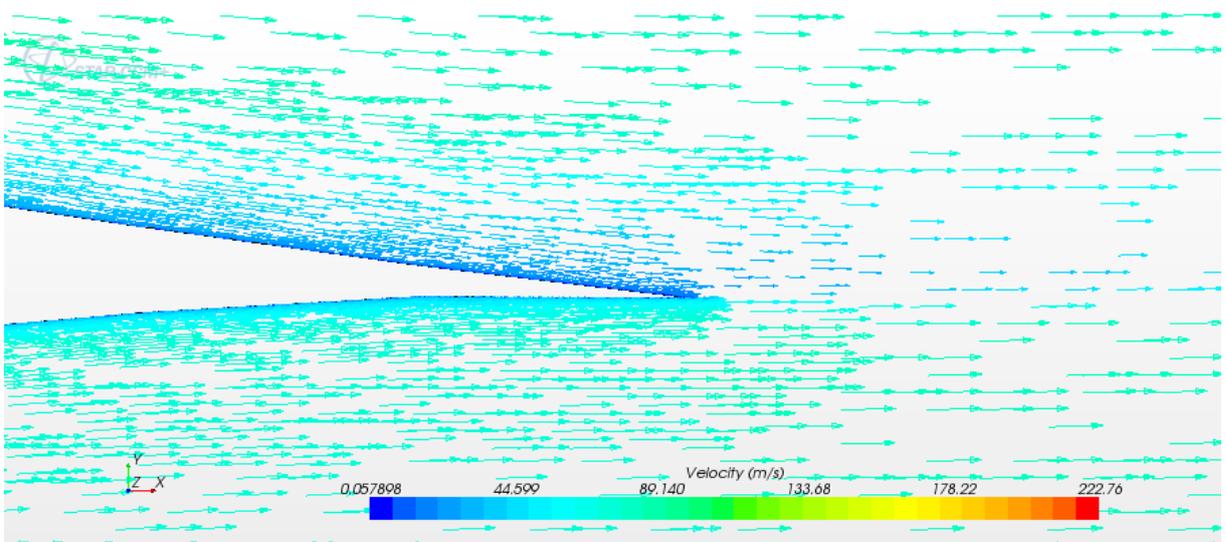


Figura 13.31. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 8°. Dettaglio TE.

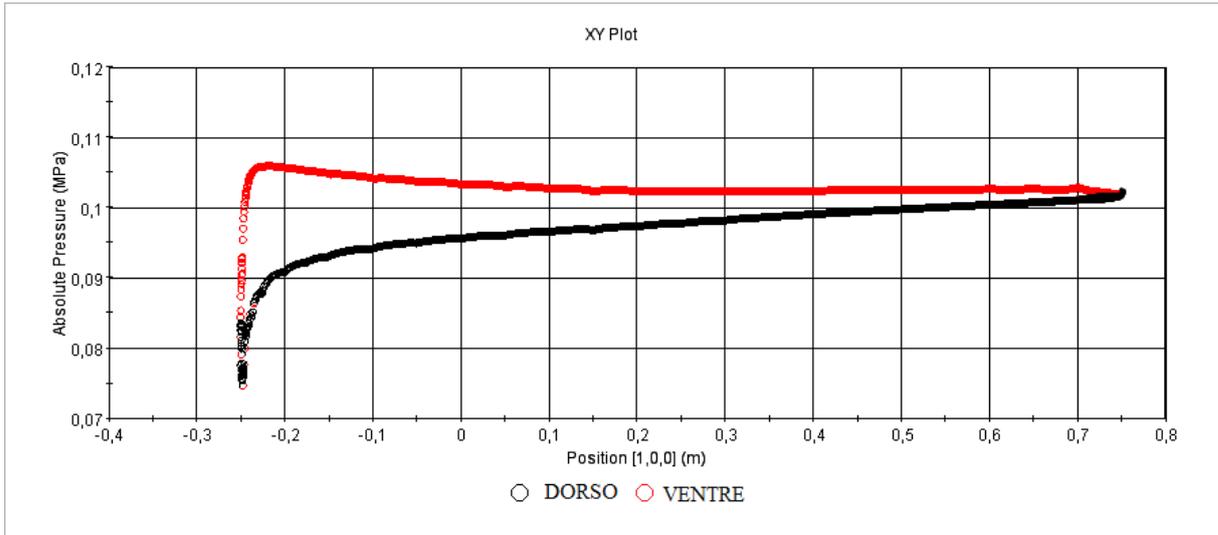


Figura 13.32. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 12°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.

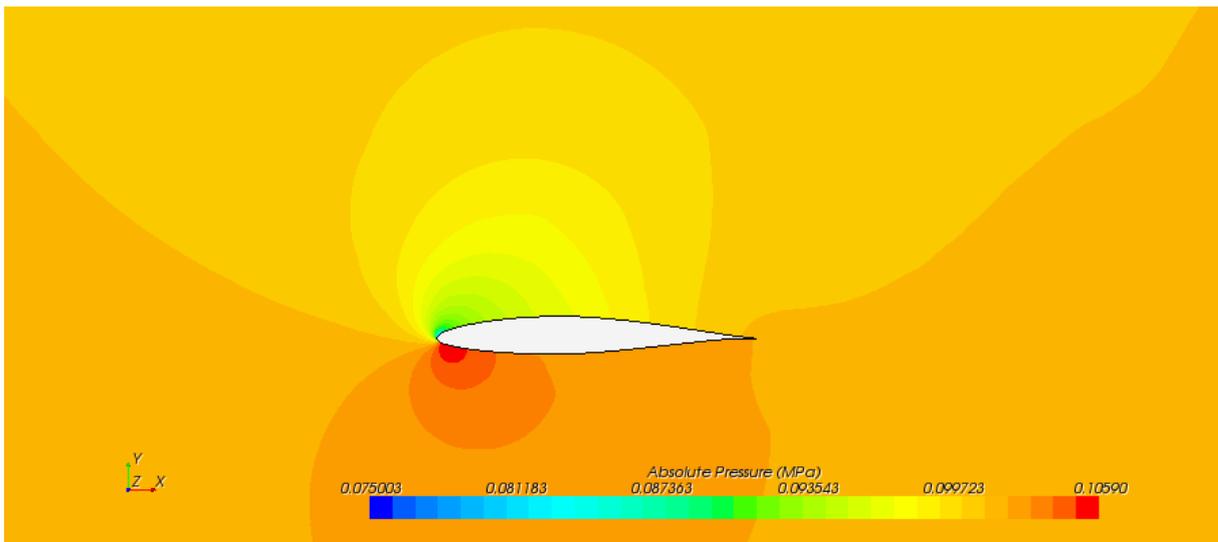


Figura 13.33. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 12°. Campo di pressione assoluta.

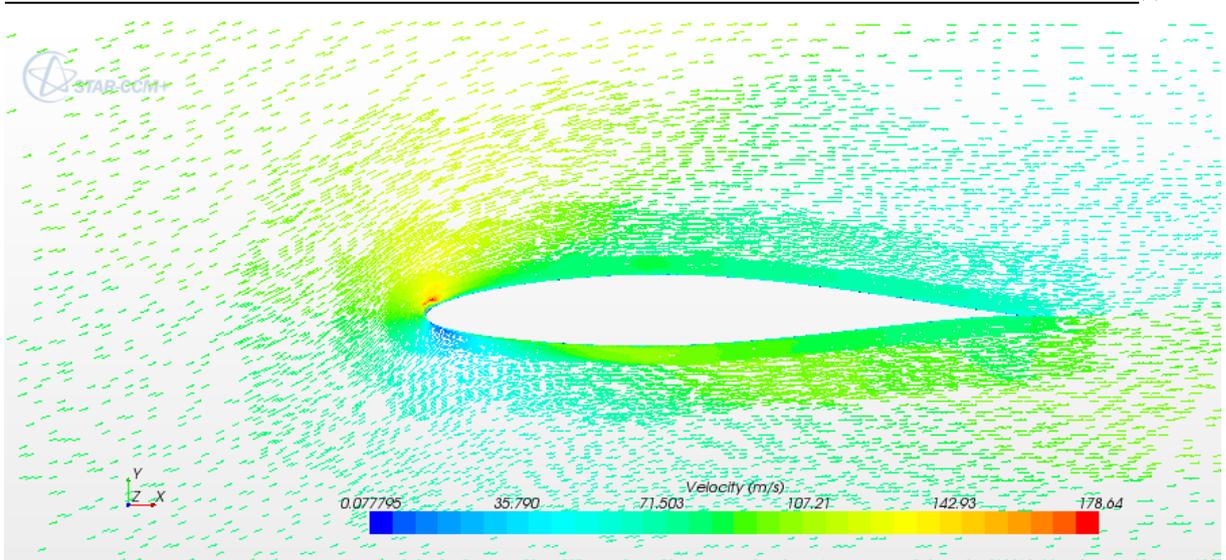


Figura 13.34. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 12°. Vettori velocità.

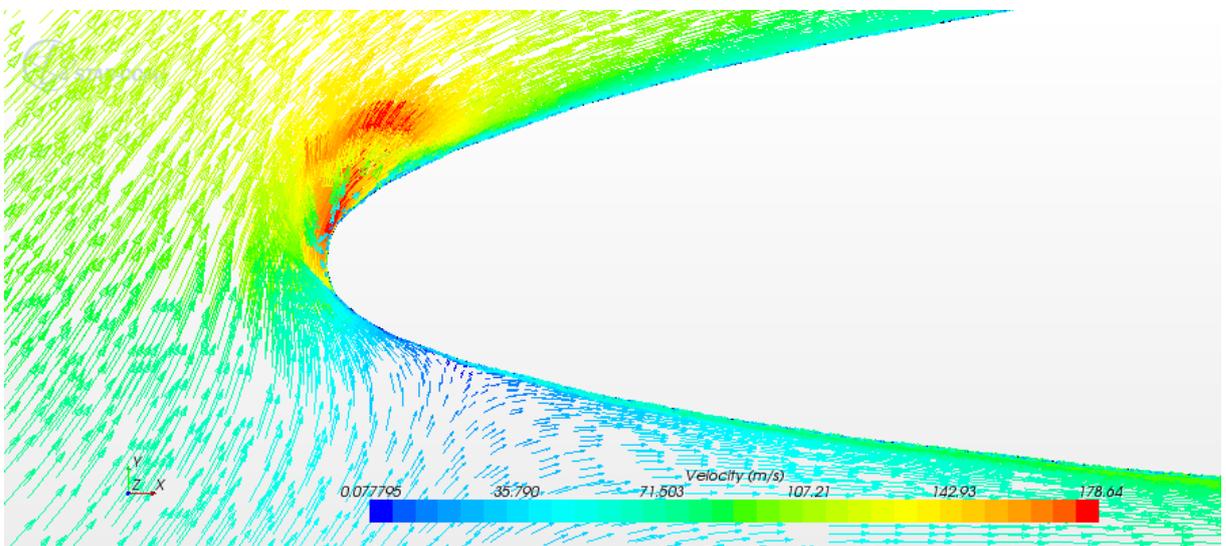


Figura 13.35. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 12°. Dettaglio LE.

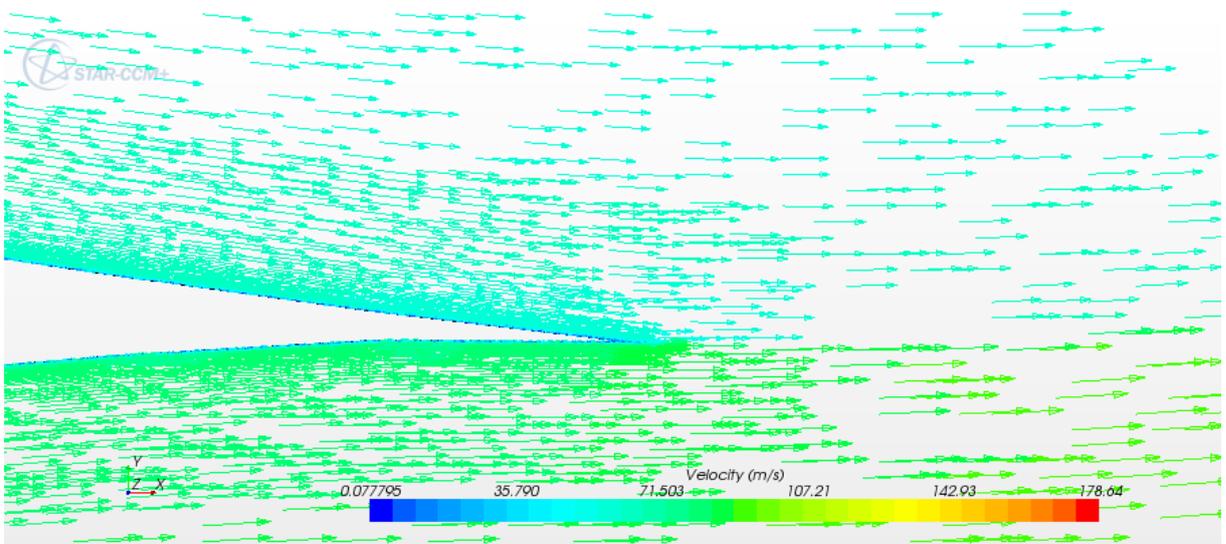


Figura 13.36. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 12°. Dettaglio TE.

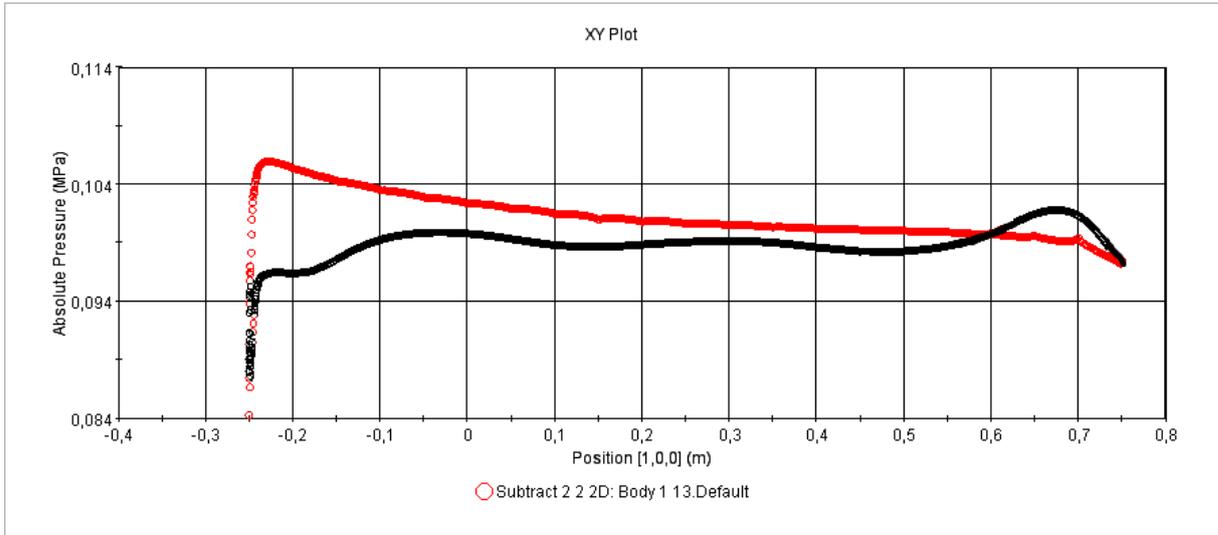


Figura 13.37. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 16°. Andamento pressione assoluta lungo la corda.

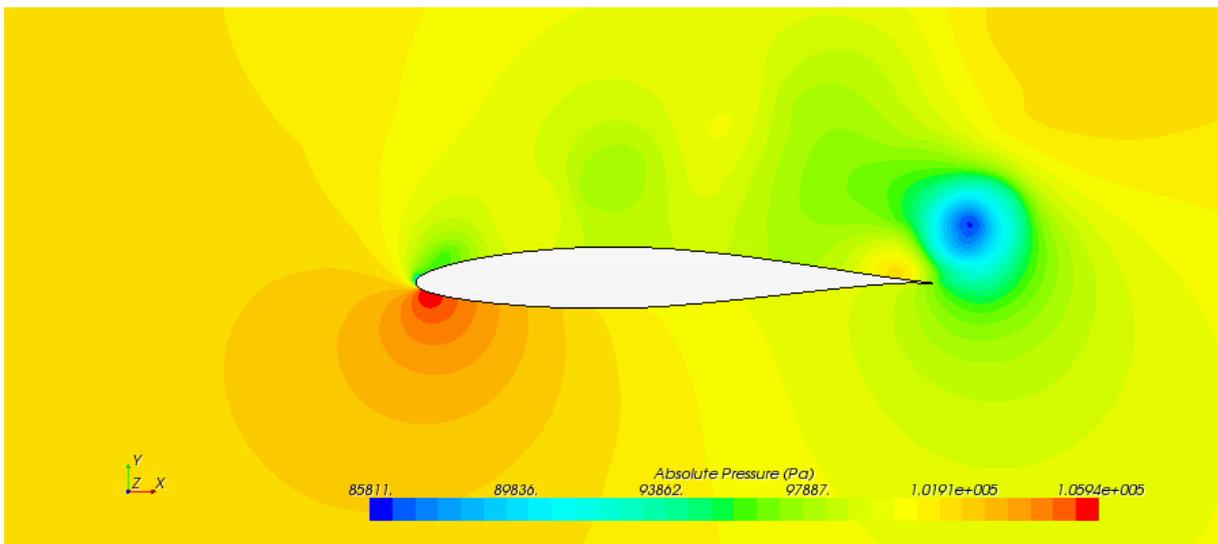


Figura 13.38. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 16°. Campo di pressione assoluta.

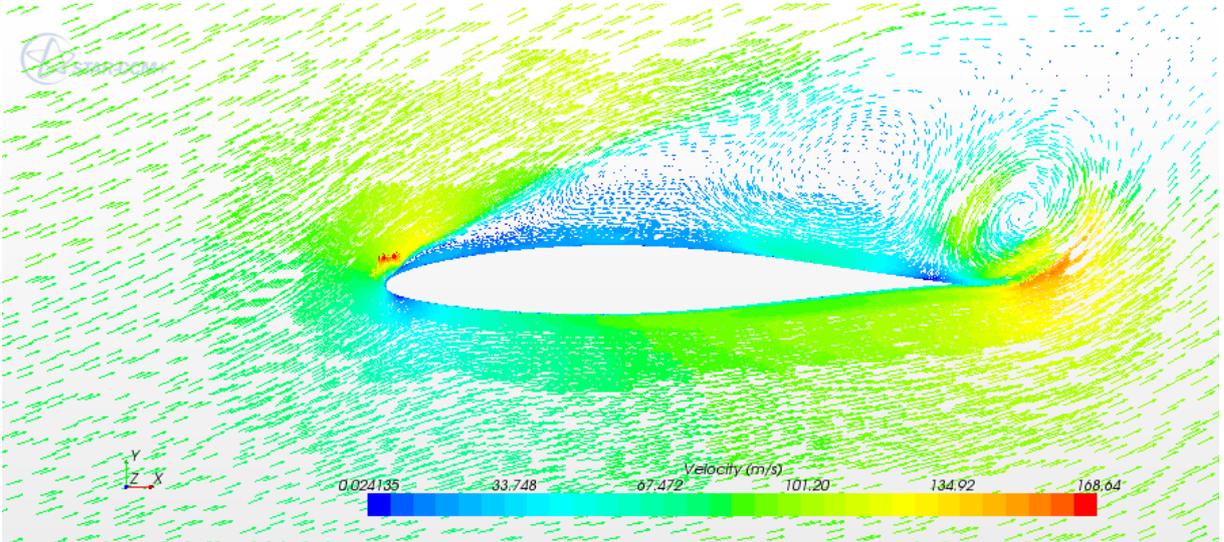


Figura 13.39. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 16°. Vettori velocità.

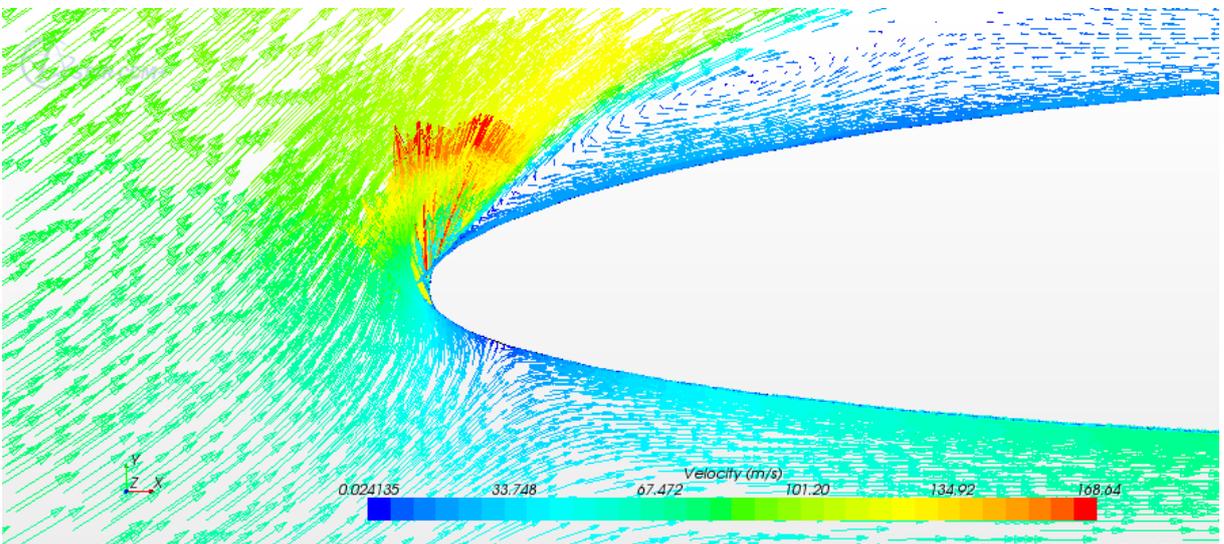


Figura 13.40. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 16°. Dettaglio LE.

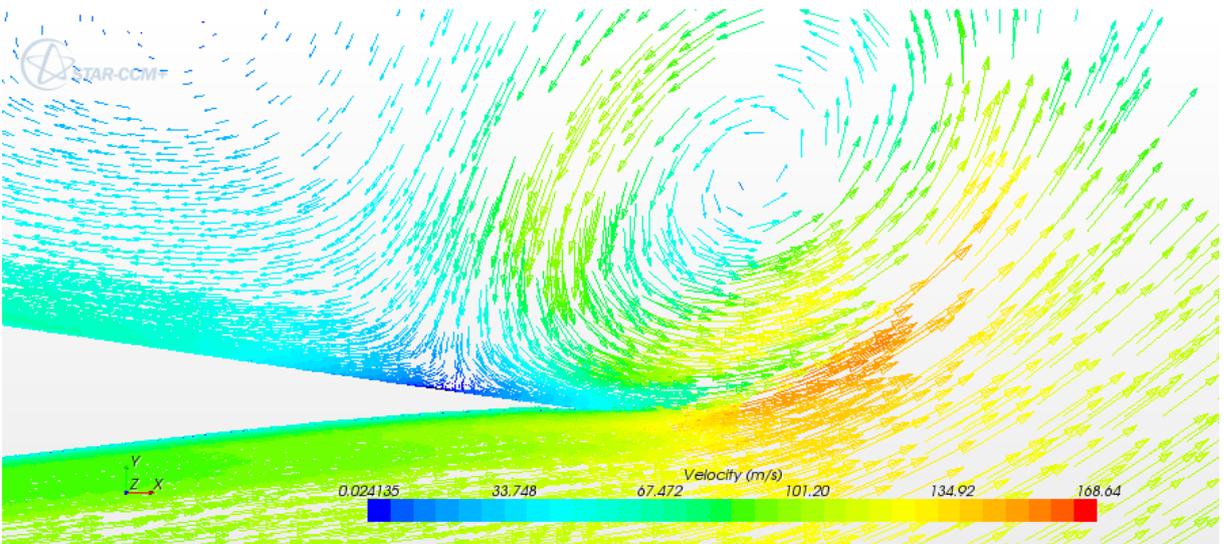


Figura 13.41. NACA 64₍₁₎-212. Alfa = 16°. Dettaglio TE.

Capitolo 14

Conclusioni

E' stata realizzata una campagna di prove su due profili alari (NACA 4415, NACA 64₍₁₎-212) avvalendosi del codice di calcolo Star CCM+ con il seguente obiettivo: analizzare gli effetti di rugosità superficiale e turbolenza (Reynolds) costruendo le curve $C_L-\alpha$ e C_L-C_D tramite differenti modelli di turbolenza.

In primo luogo, avvalendosi del modello di turbolenza k- ϵ , sono stati valutati gli effetti di varie rugosità superficiali e turbolenza (Reynolds = 1 ÷ 18 milioni) su un profilo NACA 4415 e confrontati con i dati sperimentali presenti in [1]. Sono state riscontrate delle importanti discrepanze tra i risultati numerici e sperimentali nella curva C_L-C_D , per cui si è scelto di approfondire l'analisi avvalendosi del modello di transizione Gamma ReTheta, della famiglia k- ω , e di un modello semi-empirico. Una volta appurata la buona qualità di risultati si è ripetuta la campagna per determinare le caratteristiche aerodinamiche del profilo NACA 64₍₁₎-212.

In conclusione, si afferma che per l'analisi numerica di un profilo che presenta una rugosità al bordo d'attacco, il modello di turbolenza k- ϵ risulta essere molto accurato nella descrizione delle curve $C_L-\alpha$ e C_L-C_D . Il massimo errore è stato riscontrato allo stallo del profilo NACA 64₍₁₎-212 con $\Delta C_{L_MAX} = 0.1$ e scostamento di 1° di incidenza; in merito alla resistenza, gli errori alle alte incidenze valgono al più $\Delta C_D = 0.0050$ e sono del tutto trascurabili alle basse incidenze.

Lo stesso modello di turbolenza k- ϵ è stato impiegato nella risoluzione numerica di un profilo *smooth* si sono ottenuti errori sul C_L di stallo non superiori a $\Delta C_L = 0.03$ e incidenza di stallo pressoché esatta. Di contro si sono evidenziati scostamenti evidenti e non trascurabili nella valutazione del coefficiente di resistenza. In particolare alle basse incidenze sono stati registrati errori massimi di $\Delta C_D = 0.0046$. Alle alte incidenze si sono ottenuti errori massimi nell'ordine di $\Delta C_D = 0.0150$.

Per la determinazione della resistenza è stata quindi ripetuta la campagna di prove sul profilo NACA 4415 avvalendosi del modello transizione Gamma ReTheta e un modello semi empirico

che determina preliminarmente il punto di transizione laminare-turbolento. Entrambi i modelli hanno restituito buoni risultati con scostamenti del tutto trascurabili alle basse incidenze e $\Delta C_{D_MAX} = 0.0160$ alle alte incidenze. Il confronto diretto tra i due modelli ha spostato la preferenza sul modello Gamma ReTheta per i minori tempi necessari all'impostazione e risoluzione del problema. Questa procedura però ha mostrato qualche limite nella determinazione del C_L di stallo registrando un errore massimo di $\Delta C_{L_MAX} = 0.08$. Avvalendosi del modello transizione Gamma ReTheta, è stato valutato l'effetto dell'intensità di turbolenza del flusso base, da cui si è evidenziato che ad crescente valore di I corrisponde un anticipo del punto di transizione con conseguente aumento della resistenza. Tale effetto è più marcato alle basse incidenze e va scemando all'aumentare del C_L per il progressivo aumento della zona turbolenta sul profilo.

In definitiva si può affermare che: il modello di turbolenza $k-\varepsilon$ risulta essere uno strumento molto efficace per la determinazione delle caratteristiche aerodinamiche di profili se si prevede flusso interamente turbolento (es. profilo rugoso), in alternativa si consiglia l'utilizzo del modello di transizione Gamma ReTheta tenendo però in considerazione gli errori di sovrastima in prossimità dello stallo. Nel caso in cui sia richiesta una maggiore accuratezza sul massimo C_L , si consideri la stima quasi esatta dell'incidenza di stallo, per cui è possibile ripetere le prove nell'intorno di tale incidenza utilizzando il modello $k-\varepsilon$ senza eccessivi costi computazionali.

Bibliografia

- [1] Ira H. Abbott, Albert E. von Doenhoff, *Theory of Airfoil Sections*, Dover, 1949,1959.

- [2] Buresti, Guido, *Elements of Fluid Dynamics*, Imperial College Press, 2012.