



**Politecnico
di Torino**



Tesi di Laurea Magistrale

*Corso di Laurea Magistrale in
Ingegneria Aerospaziale*

**Analisi fluidodinamica e strutturale
di un radome aeronautico**

**Relatore:
Prof. Paolo Maggiore**

**Candidato:
Lorenzo Canova**

**Correlatore:
Paolo Pari
Davide Cagnoni**

Ottobre 2024

Indice

Elenco delle tabelle	V
Elenco dei grafici	VII
Elenco delle figure	IX
1. CAPITOLO 1 – Introduzione	1
1.1 Finalità della tesi	1
1.2 DigiSky	2
1.3 SmartBay©	2
1.4 Antenne UHF	3
2. CAPITOLO 2 – Piper PA32-R300	5
2.1 Descrizione del velivolo	5
2.2 Baricentro del velivolo.....	6
3. CAPITOLO 3 – Radome	9
3.1 Geometria e configurazione	9
3.2 Materiale utilizzato	11
3.2.1 GFRP	11
3.2.2 ABS.....	11
3.3 Massa di riferimento	12
4. CAPITOLO 4 – Requisiti operativi.....	13
4.1 Operating Weight.....	13
5. CAPITOLO 5 – Validazione del codice di calcolo CFD.....	15
5.1 Ansys Fluent	15
5.2 Profilo alare NACA 0012	15
5.3 Modello geometrico	16
5.4 Mesh	17

5.5 Modello fisico	18
5.6 Condizioni al contorno.....	19
5.7 Coefficiente di portanza.....	20
6. CAPITOLO 6 – Introduzione alle analisi fluidodinamiche.....	23
6.1 Condizioni di volo	23
6.1.1 Airspeed Limitations.....	23
6.1.2 Angle Limitations	24
6.2 Modello numerico.....	26
6.2.1 Modello geometrico	27
6.2.2 Mesh.....	28
6.2.3 Modello fisico	29
6.2.4 Condizioni al contorno.....	29
6.3 Terna cartesiana di riferimento	29
7. CAPITOLO 7 – Analisi fluidodinamiche.....	31
7.1 Configurazione classica	31
7.1.1 Cruise Speed	32
7.1.1.1 Risultati	32
7.1.2 Never-Exceed Speed.....	36
7.1.2.1 Risultati	36
7.1.3 Stall Speed	38
7.1.3.1 Condizioni al contorno.....	39
7.1.3.2 Risultati	40
7.1.4 Stall Speed con carrello estratto	45
7.1.4.1 Risultati	45
7.2 Configurazione con i radome.....	47
7.2.1 Mesh refinement	47
7.2.2 Cruise Speed	50
7.2.2.1 Risultati	50
7.2.2.2 Rappresentazioni grafiche.....	53

7.2.3 Never-Exceed Speed	63
7.2.3.1 Risultati	63
7.2.3.2 Rappresentazioni grafiche	66
7.2.4 Stall Speed	69
7.2.4.1 Risultati	69
7.2.4.2 Rappresentazioni grafiche	72
7.2.5 Stall Speed con carrello estratto	76
7.2.5.1 Risultati	76
7.3 Vento laterale	79
7.3.1 Cruise Speed	79
7.3.1.1 Rappresentazioni grafiche	82
7.2.3 Never-Exceed Speed	83
8. CAPITOLO 8 – Limitazioni supplementari	87
8.1 Supplementi al Flight Manual	87
8.2 Supplemental Airspeed Limitations	87
8.3 Supplemental Environmental Limitations	88
9. CAPITOLO 9 – Analisi strutturali	89
9.1 Criterio di analisi	89
9.2 Carichi operativi	89
9.3 Sistema di collegamento	90
9.4 Analisi FEM	93
9.4.1 Vincoli	93
9.4.2 Carichi	94
9.4.3 Mesh	95
9.4.3.1 Analisi di convergenza	96
9.4.4 GFRP	97
9.4.4.1 Risultati	99
9.4.4.2 Criterio di cedimento	101
9.4.4.3 Ottimizzazione del peso	104

9.4.4.4	Condizione di volo di crociera	106
9.4.4.5	Elementi di rinforzo	107
9.4.5	ABS.....	108
9.4.5.1	Risultati caso isotropo.....	109
9.4.5.2	Risultati caso anisotropo	112
9.4.5.3	Criterio di cedimento	113
9.4.5.4	Condizione di volo di crociera	115
10.	CAPITOLO 10 – Conclusioni	117
10.1	Valutazioni finali	117
10.2	Ulteriori sviluppi.....	118
	Bibliografia	119

Elenco delle tabelle

Tabella 2.1: Grandezze per calcolo C.G. Arm	7
Tabella 3.1: Densità dei materiali	12
Tabella 4.1: Peso configurazioni velivolo e radome.....	13
Tabella 5.1: Proprietà profilo alare NACA 0012	15
Tabella 5.2: Condizioni al contorno profilo NACA 0012	20
Tabella 5.3: Grandezze per il calcolo del numero di Reynolds (NACA 0012)	21
Tabella 5.4: Coefficiente di portanza analitico e numerico.....	22
Tabella 6.1: Airspeed Limitations Piper PA32-R300.....	23
Tabella 6.2: Grandezze per il calcolo del numero di Reynolds (NACA 65-415).....	25
Tabella 7.1: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed	32
Tabella 7.2: Portanza configurazione classica - V_C	32
Tabella 7.3: Portanza configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.69^\circ$) - V_C	35
Tabella 7.4: Parametri di volo per la condizione Never-Exceed Speed	36
Tabella 7.5: Portanza configurazione classica - V_{NE}	36
Tabella 7.6: Portanza configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.57^\circ$) - V_{NE}	37
Tabella 7.7: Parametri di volo per la condizione Stall Speed	38
Tabella 7.8: Triangolo di velocità Stall Speed	39
Tabella 7.9: Portanza configurazione classica ($V_s=75$ kts)	43
Tabella 7.10: Triangolo di velocità Stall Speed ($V_s=75$ kts)	44
Tabella 7.11: Parametri di volo per la condizione Stall Speed con carrello estratto	45
Tabella 7.12: Portanza configurazione classica con carrello estratto ($V_s=77$ kts)	46
Tabella 7.13: Triangolo di velocità Stall Speed con carrello estratto ($V_s=77$ kts)	46
Tabella 7.14: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed con radome installati	50
Tabella 7.15: Portanza configurazione con i radome - V_C	50
Tabella 7.16: Portanza configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.24^\circ$) - V_C	51
Tabella 7.17: Portanza agente su velivolo e radome ($\delta_{TRIM}=3.24^\circ$) - V_C	52

Tabella 7.18: Parametri di volo per la condizione Never-Exceed Speed con radome installati.....	63
Tabella 7.19: Portanza configurazione con i radome - V_{NE}	63
Tabella 7.20: Portanza configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.23^\circ$) - V_{NE}	64
Tabella 7.21: Portanza agente su velivolo e radome ($\delta_{TRIM}=3.23^\circ$) - V_{NE}	65
Tabella 7.22: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed con i radome installati...	69
Tabella 7.23: Portanza configurazione con i radome ($V_s=77$ kts).....	70
Tabella 7.24: Triangolo di velocità Stall Speed configurazione con i radome ($V_s=77$ kts)....	70
Tabella 7.25: Portanza agente su velivolo e radome ($\delta_{TRIM}=16^\circ$) - V_s	71
Tabella 7.26: Parametri di volo per la condizione Stall Speed con carrello estratto	76
Tabella 7.27: Portanza configurazione con i radome e carrello estratto ($V_s=78$ kts).....	77
Tabella 7.28: Triangolo di velocità Stall Speed configurazione con i radome e carrello estratto ($V_s=78$ kts).....	77
Tabella 7.29: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed con vento laterale	79
Tabella 7.30: Parametri di volo per la condizione Never-Exceed Speed con vento laterale ...	83
Tabella 8.1: Supplemental Airspeed Limitations.....	87
Tabella 8.2: Supplemental Environmental Limitations	88
Tabella 9.1: Carichi massimi agenti sui radome	90
Tabella 9.2: Proprietà Vinilestere	98
Tabella 9.3: Proprietà polimero rinforzato con fibre di vetro	98
Tabella 9.4: Orientamento delle fibre del composito	99
Tabella 9.5: Massa radome di diverso spessore (GFRP).....	104
Tabella 9.6: Carichi agenti sui radome (V_C)	107
Tabella 9.7: Proprietà ABS (caso isotropo).....	109
Tabella 9.8: Massa radome di diverso spessore (ABS).....	111

Elenco dei grafici

Grafico 5.1: Curva $c_L - \alpha$ analitica ($Re=6.97 \cdot 10^6$)	21
Grafico 6.1: Curva $c_L - \alpha$ ($Re=3.241 \cdot 10^6$)	25
Grafico 7.1: Forze e momenti configurazione classica - V_C	32
Grafico 7.2: Condizione di equilibrio configurazione classica - V_C	34
Grafico 7.3: Forze e momenti configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.69^\circ$) - V_C	34
Grafico 7.4: Forze e momenti configurazione classica - V_{NE}	36
Grafico 7.5: Condizione di equilibrio configurazione classica - V_{NE}	37
Grafico 7.6: Forze e momenti configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.57^\circ$) - V_{NE}	37
Grafico 7.7: Portanza a diversi angoli di incidenza del velivolo	38
Grafico 7.8: Portanza alla velocità $V_s=67$ kts	41
Grafico 7.9: Portanza a diverse velocità V_s	41
Grafico 7.10: Forze e momenti configurazione classica ($V_s=73$ kts)	42
Grafico 7.11: Forze e momenti configurazione classica ($V_s=73$ kts)	42
Grafico 7.12: Portanza a diverse velocità V_s (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)	43
Grafico 7.13: Forze e momenti configurazione classica ($V_s=75$ kts)	43
Grafico 7.14: Portanza con carrello estratto a diverse velocità V_s (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)	45
Grafico 7.15: Forze e momenti configurazione classica con carrello estratto ($V_s=77$ kts)	46
Grafico 7.16: Forze e momenti configurazione con i radome - V_C	50
Grafico 7.17: Condizione di equilibrio configurazione con i radome - V_C	51
Grafico 7.18: Forze e momenti configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.24^\circ$) - V_C	51
Grafico 7.19: Forze agenti sui radome - V_C	52
Grafico 7.20: Forze e momenti configurazione con i radome - V_{NE}	63
Grafico 7.21: Condizione di equilibrio configurazione con i radome - V_{NE}	64
Grafico 7.22: Forze e momenti configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.23^\circ$) - V_{NE}	64
Grafico 7.23: Forze agenti sui radome - V_{NE}	65
Grafico 7.24: Forze e momenti configurazione con i radome ($V_s=75$ kts)	69

Grafico 7.25: Portanza a diverse velocità V_s configurazione con i radome (Flap 40° e $\delta=16^\circ$).....	70
Grafico 7.26: Forze e momenti configurazione con i radome ($V_s=77$ kts).....	70
Grafico 7.27: Forze agenti sui radome - V_s	71
Grafico 7.28: Forze e momenti configurazione con i radome e carrello estratto ($V_s=77$ kts)..	76
Grafico 7.29: Portanza a diverse velocità V_s configurazione con i radome e carrello estratto (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)	77
Grafico 7.30: Forze e momenti configurazione con i radome e carrello estratto ($V_s=78$ kts)..	77
Grafico 7.31: Forze agenti sui radome (carrello estratto) - V_s	79
Grafico 7.32: Forze e momenti configurazione classica e vento laterale - V_C	79
Grafico 7.33: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale - V_C	80
Grafico 7.34: Forza laterale agente sul velivolo a diverse velocità del vento laterale - V_C	80
Grafico 7.35: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale ($V_z=16$ kts) - V_C	81
Grafico 7.36: Forze agenti sul radome con vento laterale ($V_z=16$ kts) - V_C	81
Grafico 7.37: Forze e momenti configurazione classica e vento laterale - V_{NE}	83
Grafico 7.38: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale - V_{NE}	84
Grafico 7.39: Forza laterale agente sul velivolo a diverse velocità del vento laterale - V_{NE}	84
Grafico 7.40: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale ($V_z=16$ kts) - V_{NE}	85
Grafico 7.41: Forze agenti sul radome con vento laterale ($V_z=16$ kts) - V_{NE}	85
Grafico 9.1: Analisi di convergenza	96
Grafico 9.2: Risultati analisi FEM (GFRP 2 mm, V_{NE})	103
Grafico 9.3: Risultati analisi FEM (GFRP, V_{NE} e V_C)	106
Grafico 9.4: Risultati analisi FEM (GFRP 1.6 mm, V_{NE} e V_C)	107
Grafico 9.5: Risultati analisi FEM (ABS isotropo, V_{NE}).....	111
Grafico 9.6: Risultati analisi FEM (ABS isotropo 3.7 mm, V_{NE}).....	111
Grafico 9.7: Risultati analisi FEM (ABS 3.7 mm, caso anisotropo, V_{NE})	115
Grafico 9.8: Risultati analisi FEM (ABS 3.7 mm, V_{NE} e V_C).....	116
Grafico 10.1: Caratteristiche del radome.....	117

Elenco delle figure

Figura 1.1: Radome velivolo Airbus A320.....	1
Figura 1.2: Piattaforma SmartBay© installata sul velivolo Tecnam P92.....	2
Figura 1.3: Piattaforma SmartBay© installata sul velivolo Piper PA32-R300.....	3
Figura 1.4: Modello CAD antenna banda L.....	3
Figura 2.1: Piper PA32-R300.....	5
Figura 2.2: Modello CAD Piper PA32-R300.....	6
Figura 2.3: Schema calcolo C.G. Arm.....	7
Figura 3.1: Modello CAD radome (vista superiore).....	9
Figura 3.2: Modello CAD radome (vista inferiore).....	9
Figura 3.3: Tavola quotata radome [mm].....	10
Figura 3.4: Modello CAD radome installati sul velivolo.....	10
Figura 5.1: Profilo alare NACA 0012.....	16
Figura 5.2: Dominio di calcolo profilo NACA 0012.....	17
Figura 5.3: Dominio di calcolo profilo NACA 0012 (dettaglio profilo).....	17
Figura 5.4: Mesh profilo NACA 0012.....	18
Figura 5.5: Mesh profilo NACA 0012 (dettaglio prism layer).....	18
Figura 5.6: Ingresso subsonico.....	20
Figura 5.7: Uscita subsonica.....	20
Figura 5.8: c_L analitico ($Re=6.97 \cdot 10^6$).....	21
Figura 5.9: c_L numerico ($\alpha=10^\circ$, $Re=6.97 \cdot 10^6$).....	21
Figura 6.1: Profilo alare NACA 65-415.....	24
Figura 6.2: $c_{L,MAX}$ ($Re=3.241 \cdot 10^6$).....	25
Figura 6.3: Modello CAD ala Piper PA32-R300.....	26
Figura 6.4: Tavola quotata ala Piper PA32-R300 [m].....	26
Figura 6.5: Dominio di calcolo Piper PA32-R300.....	27
Figura 6.6: Dominio di calcolo Piper PA32-R300 (dettaglio velivolo).....	27

Figura 6.7: Mesh Piper PA32-R300.....	28
Figura 6.8: Mesh Piper PA32-R300 (dettaglio velivolo)	28
Figura 6.9: Dominio di calcolo e condizioni al contorno	29
Figura 6.10: Terna cartesiana solidale al velivolo	30
Figura 7.1: Modello CAD Piper PA32-R300 in configurazione classica.....	31
Figura 7.2: Modello CAD Piper PA32-R300 in configurazione classica (vista frontale) ..	31
Figura 7.3: Triangolo di velocità V_s	39
Figura 7.4: Modello CAD Piper PA32-R300 con flap estesi a 40°	40
Figura 7.5: Modello CAD Piper PA32-R300 (dettaglio flap estesi a 40°).....	40
Figura 7.6: Metà dominio Piper PA32-R300	48
Figura 7.7: Mesh refinement Piper PA32-R300	48
Figura 7.8: Campo di velocità - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_C) ..	53
Figura 7.9: Campo di pressione - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_C).....	53
Figura 7.10: Campo di velocità - Elementi portanti del velivolo Piper PA32-R300 (V_C).....	54
Figura 7.11: Campo di pressione - Elementi portanti del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)	54
Figura 7.12: Streamlines - Elementi portanti del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)	55
Figura 7.13: Campo di velocità - Radome (V_C)	57
Figura 7.14: Campo di pressione - Radome (V_C)	57
Figura 7.15: Streamlines - Radome (V_C).....	58
Figura 7.16: Streamlines - Radome (dettaglio faccia anteriore, V_C)	58
Figura 7.17: Streamlines - Radome (dettaglio faccia posteriore, V_C).....	59
Figura 7.18: Streamlines - Velivolo Piper PA32-R300 con radome (V_C).....	59
Figura 7.19: Campo di velocità - Radome (dettaglio strato limite, V_C)	60
Figura 7.20: Campo di viscosità turbolenta - Velivolo Piper PA32-R300 (V_C)	60
Figura 7.21: Pressione agente sui radome (V_C).....	61
Figura 7.22: Campo di velocità - Radome (V_{NE}).....	66
Figura 7.23: Campo di pressione - Radome (V_{NE})	66
Figura 7.24: Streamlines - Radome (V_{NE}).....	67
Figura 7.25: Pressione agente sui radome (V_{NE}).....	67

Figura 7.26: Campo di velocità - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_s)	72
Figura 7.27: Campo di pressione - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_s).....	72
Figura 7.28: Campo di velocità - Radome (V_s)	73
Figura 7.29: Campo di pressione - Radome (V_s).....	73
Figura 7.30: Streamlines - Radome (V_s)	74
Figura 7.31: Streamlines - Velivolo Piper PA32-R300 con radome (V_s)	74
Figura 7.32: Pressione agente sui radome (V_s).....	75
Figura 7.33: Streamlines - Velivolo Piper PA32-R300 con radome (V_c , vento laterale).....	82
Figura 7.34: Pressione agente sui radome (V_c , vento laterale).....	82
Figura 9.1: Dettaglio flangia e fori di fissaggio	91
Figura 9.2: Step 1 installazione rivetto filettato	91
Figura 9.3: Step 2 installazione rivetto filettato	91
Figura 9.4: Step 3 installazione rivetto filettato	92
Figura 9.5: Step 4 installazione rivetto filettato	92
Figura 9.6: Vincolo 1 (foro)	93
Figura 9.7: Vincolo 2 (vite e rondella)	94
Figura 9.8: Vincolo 3 (flangia).....	94
Figura 9.9: Carichi	95
Figura 9.10: Mesh	97
Figura 9.11: Dettaglio mesh	97
Figura 9.12: Sollecitazioni (GFRP 2 mm).....	100
Figura 9.13: Sollecitazioni (GFRP 2 mm, dettaglio fori).....	100
Figura 9.14: Spostamenti (GFRP 2 mm).....	101
Figura 9.15: Fattore di sicurezza (GFRP 2 mm).....	103
Figura 9.16: Sollecitazioni (GFRP 1.6 mm).....	104
Figura 9.17: Sollecitazioni (GFRP 1.6 mm, dettaglio fori).....	105
Figura 9.18: Spostamenti (GFRP 1.6 mm).....	105
Figura 9.19: Fattore di sicurezza (GFRP 1.6 mm).....	106
Figura 9.20: Sollecitazioni (ABS isotropo 3.7 mm)	109

Figura 9.21: Sollecitazioni (ABS isotropo 3.7 mm, dettaglio fori)	110
Figura 9.22: Spostamenti (ABS isotropo 3.7 mm).....	110
Figura 9.23: Sollecitazioni (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 50%).....	112
Figura 9.24: Sollecitazioni (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 75%).....	113
Figura 9.25: Fattore di sicurezza (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 50%)	114
Figura 9.26: Fattore di sicurezza (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 75%).....	115

Capitolo 1

Introduzione

1.1 Finalità della tesi

Nella seguente trattazione verrà illustrato il progetto di tesi il cui obiettivo finale è la realizzazione di una parte della procedura tecnica necessaria alla certificazione di un radome aeronautico.

In particolare verranno presentate le analisi fluidodinamiche e strutturali effettuate sull'elemento in questione, in modo tale da poter verificare la sua reale idoneità ad essere certificato.

Il radome è quella struttura presente sul velivolo la cui funzione è quella di proteggere antenne radar e apparecchiature di bordo.



Figura 1.1: Radome velivolo Airbus A320

Il termine *radome* deriva dalla combinazione dei termini *radar* e *dome* (cupola), descrivendo la struttura a cupola che molto spesso caratterizza l'elemento. Le principali caratteristiche che lo contraddistinguono sono:

1. *Protezione*: garantisce protezione da eventi atmosferici avversi o da impatti di qualunque tipo, i quali altrimenti danneggerebbero le apparecchiature.
2. *Funzionalità*: grazie alla composizione in materiale dielettrico (materiale isolante che non conduce elettricità) il segnale elettromagnetico è in grado di propagare senza attenuazioni o distorsioni.

L'utilizzo di un materiale metallico, di contro, porterebbe al blocco parziale o totale della propagazione del segnale stesso.

3. *Aerodinamica*: la sua forma garantisce buone prestazioni aerodinamiche, requisito fondamentale da soddisfare quando si considera la geometria esterna del velivolo.

La certificazione che autorizza l'utilizzo del radome è il STC (*Supplemental Type Certificate*), documento che attesta l'approvazione di una modifica maggiore e che viene rilasciato dall'EASA (*European Union Aviation Safety Agency*).

1.2 DigiSky

La società *DigiSky* opera da oltre 20 anni nel settore aerospaziale, in particolare nell'ambito dell'osservazione terrestre attraverso soluzioni proprietarie dedicate a diversi settori, tra i quali spiccano le grandi infrastrutture, la sorveglianza, la gestione del rischio ambientale e l'agricoltura di precisione.

DigiSky è una società certificata EASA e fornisce ai propri clienti servizi ingegneristici aeronautici di alto livello, tra cui monitoraggio aereo, test in volo di sistemi, di tecnologie e di sistemi avionici.

L'azienda possiede la propria flotta di velivoli e la sua sede si trova presso l'Aeroporto di Torino Aeroitalia.

1.3 SmartBay©

La piattaforma *SmartBay*© è una tecnologia brevettata da *DigiSky* per il velivolo Tecnam P92 (presente in tre unità nella flotta aziendale) e consiste in un pilone sub-alare in grado di gestire diversi sensori tra cui termocamere, fotocamere multispettrali e diverse tipologie di antenne.



Figura 1.2: Piattaforma SmartBay© installata sul velivolo Tecnam P92

Sull'altro velivolo proprietario della società, il Piper PA32-R300, tale sistema è stato adattato in forma compatta e collocato all'interno dell'aeromobile in corrispondenza della fila centrale di sedili (la quale è stata rimossa). I sensori agiscono attraverso un pozzetto ispeztivo realizzato sulla parte inferiore della fusoliera del velivolo.



Figura 1.3: Piattaforma SmartBay© installata sul velivolo Piper PA32-R300

1.4 Antenne UHF

Un'attività in cui la società *DigiSky* è coinvolta propone come obiettivo finale l'avamporgetto di una tecnologia in grado di fornire la ricostruzione topografica tridimensionale del territorio attraverso l'utilizzo di antenne UHF (*Ultra High Frequency*) in particolare in banda L (1 GHz - 2 GHz).

Tale sistema di antenne sfrutta la precedente configurazione del velivolo Piper PA32-R300 già utilizzata già dal sistema *SmartBay*©.

Il progetto dei radome in oggetto è dedicato proprio alla protezione delle suddette antenne UHF.

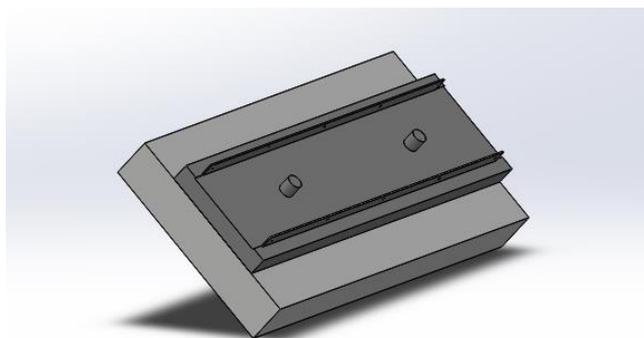


Figura 1.4: Modello CAD antenna banda L

Capitolo 2

Piper PA32-R300

2.1 Descrizione del velivolo

Il velivolo Piper PA32-R300, chiamato anche *Cherokee Lance*, è un aeromobile ad alte prestazioni della categoria turismo-executive, prodotto dall'azienda *Piper Aircraft Corporation* a partire dal 1975.

L'aeromobile è a motore singolo ed è caratterizzato da un impennaggio classico e da una configurazione ad ala bassa, oltre che da un carrello retrattile che lo contraddistingue dai precedenti modelli della stessa famiglia.

La configurazione originale è a sei o sette posti, tuttavia sul velivolo proprietario della società *DigiSky* sono state apportate alcune variazioni all'allestimento interno.

Nello specifico le modifiche effettuate consistono nella rimozione della fila centrale di sedili al fine di garantire lo spazio necessario all'installazione della strumentazione necessaria al controllo e alla gestione dei sistemi di rilevamento aereo utilizzati, tra cui *SmartBay*®.



Figura 2.1: Piper PA32-R300

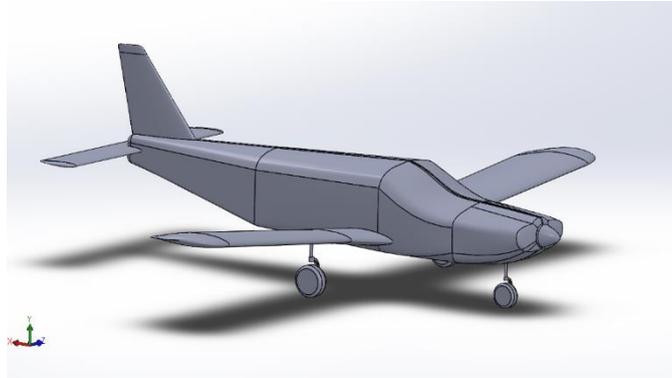


Figura 2.2: Modello CAD Piper PA32-R300

2.2 Baricentro del velivolo

Al fine di effettuare una corretta valutazione delle forze e dei momenti agenti sull'aeromobile si rende necessario individuare la posizione del baricentro, ovvero il punto nel quale si può considerare concentrata tutta la massa del velivolo.

In questo modo il software di simulazione CFD utilizzato per lo svolgimento delle analisi fluidodinamiche sul velivolo e sui radome potrà sfruttare la collocazione del baricentro come posizione di riferimento.

Considerando l'aeromobile in volo livellato ed in condizioni di EW (*Empty Weight*), al fine di valutare la distanza del baricentro dal *datum* (posizione di riferimento) è possibile utilizzare la seguente formula riportata nel *Pilot's Operating Handbook* [2]:

$$C.G. Arm = 78.4 + A - \frac{B \cdot N}{T} \quad [in] \quad (2.1)$$

Le grandezze che compaiono in (2.1) sono:

- A : distanza tra bordo d'attacco alare e asse della ruota anteriore.
- B : distanza tra asse della ruota anteriore e asse delle ruote posteriori.
- N : forza peso agente sulla ruota anteriore.
- T : peso a vuoto del velivolo.

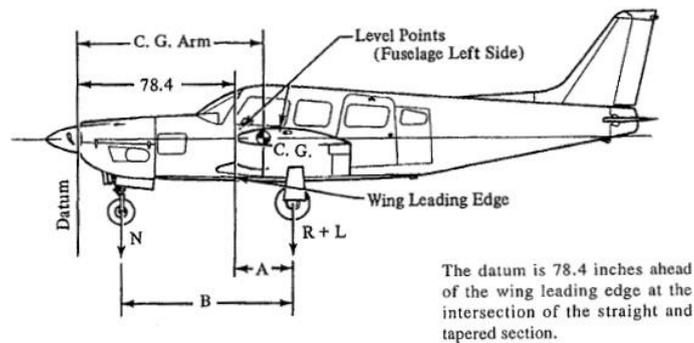


Figura 2.3: Schema calcolo C.G. Arm

I dati riportati nella tabella sottostante e utilizzati per la determinazione della posizione del baricentro sono relativi ad una pesata del velivolo Piper PA32-R300 effettuata dalla società *DigiSky* in occasione di un'ispezione annuale:

Grandezza	Unità di misura	Valore
<i>A</i>	<i>m</i>	0.8173
<i>B</i>	<i>m</i>	2.423
<i>N</i>	<i>kg</i>	291.99
<i>T</i>	<i>kg</i>	960.98

Tabella 2.1: Grandezze per calcolo C.G. Arm

Dalla relazione (2.1) si ottiene la posizione del baricentro dell'aeromobile in volo livellato ed in condizioni di *Empty Weight*.

$$C. G. Arm = 2.072 m \quad (2.2)$$

Nonostante quanto appena calcolato in (2.2), è necessario considerare il fatto che, come verrà illustrato nel proseguo della trattazione, le simulazioni fluidodinamiche realizzate per il progetto in esame sono state effettuate considerando il velivolo in una condizione operativa media la quale considera la presenza dei due piloti e della strumentazione necessaria al funzionamento della piattaforma *SmartBay*©.

Come posizione del baricentro viene pertanto utilizzata quella ottenuta aggiungendo al peso a vuoto dell'aeromobile gli elementi considerati. Essa risulta essere:

$$C. G. Arm = 2.062 m \quad (2.3)$$

Capitolo 3

Radome

3.1 Geometria e configurazione

La geometria del radome è quella riportata nelle due figure sottostanti. Essa garantisce una protezione totale delle antenne UHF installate, tuttavia l'inevitabile modifica della geometria esterna dell'intero velivolo è responsabile del cambiamento dell'involuppo di volo dell'aeromobile.

Come verrà illustrato nel proseguo della trattazione, questo porterà alla modifica di alcuni limiti operativi del velivolo.

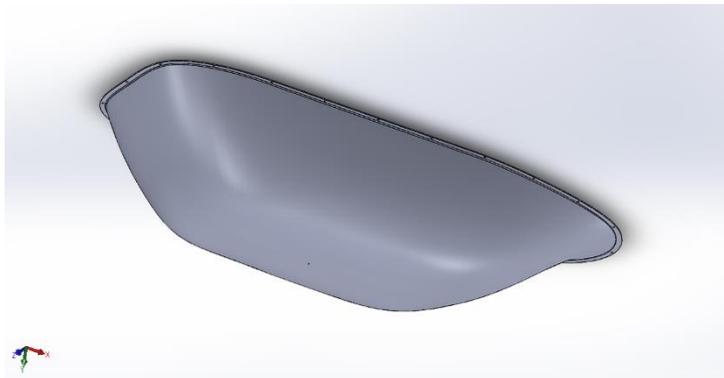


Figura 3.1: Modello CAD radome (vista superiore)

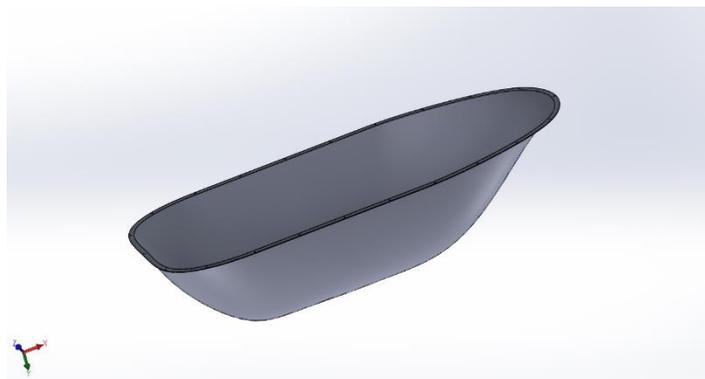


Figura 3.2: Modello CAD radome (vista inferiore)

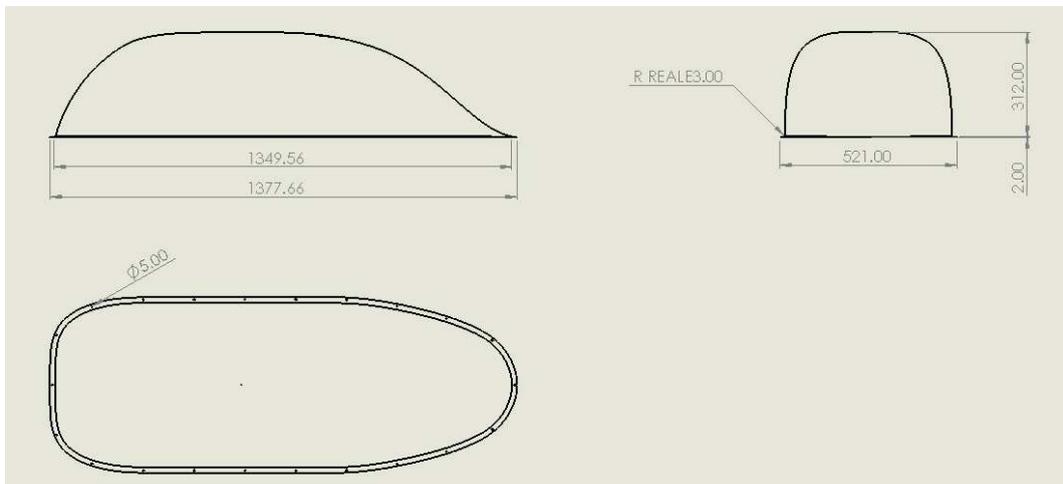


Figura 3.3: Tavola quotata radome [mm]

La configurazione adottata sul velivolo Piper PA32-R300 è quella a “doppio radome”, la quale prevede la presenza di un radome a protezione di ognuna delle due antenne installate al di sotto della fusoliera.

Un requisito che i radome devono soddisfare è quello di poter essere installati/disinstallati in maniera rapida e agevole.

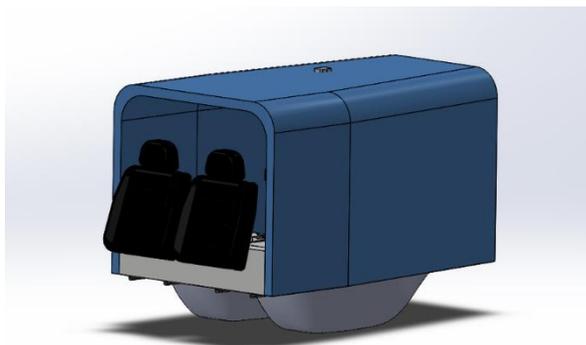


Figura 3.4: Modello CAD radome installati sul velivolo

3.2 Materiale utilizzato

La scelta del materiale con il quale realizzare il radome non è stata effettuata a priori, in quanto durante le successive fasi di sviluppo del prodotto le esigenze tecniche e strutturali potrebbero subire delle variazioni.

Tuttavia come opzioni preliminari sono state considerate due diverse tipologie di materiali: GFRP e ABS.

3.2.1 GFRP

Il GFRP (*Glass Fiber Reinforced Polymer*), chiamato comunemente vetroresina, è un materiale composito costituito da una matrice di resina polimerica (la cui funzione è quella di mantenere insieme le fibre e trasferire ad esse i carichi) e da fibre di vetro (la cui funzione è quella di fornire resistenza meccanica e rigidità).

Tale materiale viene spesso utilizzato per applicazioni aeronautiche in quanto è caratterizzato da un ottimo rapporto resistenza meccanica/peso.

Inoltre presenta un'elevata resistenza alla corrosione ed una durabilità che può essere molto prolungata nel tempo. Quest'ultima caratteristica è molto importante in quanto permette di effettuare manutenzioni meno frequenti e di ridurre dunque i costi totali sull'intero ciclo di vita del prodotto.

3.2.2 ABS

L'ABS (*Acrylonitrile-Butadiene-Styrene*) è invece un polimero termoplastico, facente parte di quella categoria di materiali polimerici modellabili a caldo.

Nello specifico i materiali termoplastici dopo il raffreddamento sono in grado di conservare la forma impartitagli, ma possono comunque essere riformati con un successivo riscaldamento (a differenza dei materiali termoindurenti i quali, se venissero nuovamente fusi e processati, perderebbero le loro caratteristiche degradandosi e decomponendosi).

I punti di forza di questo materiale sono l'elevata resistenza agli urti ed un buon equilibrio tra rigidità e robustezza, entrambi requisiti fondamentali che il radome dovrà soddisfare. Inoltre è relativamente economico.

Il processo di produzione con il quale verrebbe realizzato il radome, se quest'ultimo fosse eseguito in ABS, è la termoformatura.

La termoformatura è una tecnica di stampaggio a caldo che prevede il surriscaldamento di un materiale termoplastico fino a renderlo malleabile, per poi modellarlo sotto pressione o sottovuoto attraverso uno stampo il quale permette di ottenere la forma finale desiderata. Infine il pezzo viene lasciato raffreddare.

3.3 Massa di riferimento

Le proprietà fisiche e meccaniche del GFRP e dell'ABS verranno approfondite nella sezione dedicata alle analisi strutturali del radome.

La massa del singolo radome verrà valutata in seguito attraverso il software *SolidWorks* a partire dal modello CAD dell'elemento e dalla densità dei materiali.

Materiale	Unità di misura	Densità
GFRP	kg/m^3	2050
ABS	kg/m^3	1020

Tabella 3.1: Densità dei materiali

Considerando il fatto che la scelta del materiale con il quale realizzare il radome non sia stata effettuata definitivamente, si decide di operare in maniera conservativa e di considerare un requisito di massa limite del radome da soddisfare.

Il limite massimo imposto risulta essere una massa per singolo radome pari a 10 *kg*. Pertanto la massa aggiuntiva che verrà considerata installata sull'aeromobile è pari a 20 *kg*.

Questi valori sono stati scelti al fine di svolgere un'analisi preliminare operando in maniera conservativa. Risulta chiaro il fatto che la massa finale dei radome ci sia aspetta che sia notevolmente inferiore ai valori limite considerati.

Capitolo 4

Requisiti operativi

4.1 Operating Weight

I requisiti operativi da soddisfare sono relativi alla massa dell'aeromobile valutata in una condizione intermedia tra la configurazione EW (*Empty Weight*) e MTOW (*Maximum TakeOff Weight*), con l'aggiunta del peso dei due radome RW (*Radome Weight*).

Tale configurazione verrà chiamata, nel proseguo della trattazione, OW (*Operating Weight*).

$$OW = \frac{EW + MTOW}{2} + 2 \cdot RW \quad (4.1)$$

Nella successive simulazioni la portanza necessaria a garantire il sostentamento del velivolo verrà valutata considerando l'aeromobile in configurazione OW.

$$L_{OW} = OW \cdot g \quad (4.2)$$

dove g è l'accelerazione di gravità, pari 9.81 m/s^2 .

Configurazione	Unità di misura	Valore
EW	kg	960.98
MTOW	kg	1632.9
RW	kg	20

Tabella 4.1: Peso configurazioni velivolo e radome

Applicando la formula (4.1) ai dati riportati in tabella si ottiene il seguente OW:

$$OW = 1316.9 \text{ kg} \quad (4.3)$$

Dalla relazione (4.2) si ricava, invece, la portanza relativa alla configurazione OW:

$$L_{OW} = 12\,919 \text{ N} \quad (4.4)$$

Capitolo 5

Validazione del codice di calcolo CFD

5.1 Ansys Fluent

Il codice di calcolo utilizzato per lo svolgimento delle analisi CFD (*Computational Fluid Dynamics*) è *Ansys Fluent* della famiglia di software di simulazione ingegneristica *Ansys*.

La licenza sfruttata è quella di tipo *student* che presenta la limitazione nel discretizzare il problema utilizzando al massimo $1 \cdot 10^6$ elementi finiti.

Come si vedrà nelle sezioni successive del presente documento, tale restrizione non rappresenta un ostacolo dal punto di vista dell'affidabilità dei risultati ottenuti in quanto gli esiti delle simulazioni sono coerenti con quanto previsto dai risultati teorici.

Tuttavia risulta chiaro che discretizzando il problema con un numero maggiore di celle si otterranno inevitabilmente dei risultati più accurati.

Al fine di verificare che i risultati restituiti dal software siano coerenti con il modello fisico analizzato si rende necessaria una prima fase di validazione del codice di calcolo, effettuata antecedentemente alle simulazioni sul velivolo e sui radome.

5.2 Profilo alare NACA 0012

In questo caso specifico l'obiettivo che si vuole raggiungere è quello di verificare che, per un generico profilo alare posto ad un certo angolo di incidenza α rispetto alla corrente fluida e caratterizzato da un certo numero di Reynolds Re , i risultati analitici e quelli numerici (in termini di coefficiente di portanza c_L) siano coincidenti.

Il profilo alare NACA 0012 è caratterizzato dalle seguenti caratteristiche geometriche, ognuna delle quali è in relazione con le cifre che compongono la sigla di denominazione nel seguente modo:

NACA 0012	
Cifra	Proprietà
0	Inarcamento massimo $(i/c)_{max}$
0	Posizione dell'inarcamento massimo x_i/c
12	Spessore massimo in percentuale della corda $(t/c)_{max}$

Tabella 5.1: Proprietà profilo alare NACA 0012

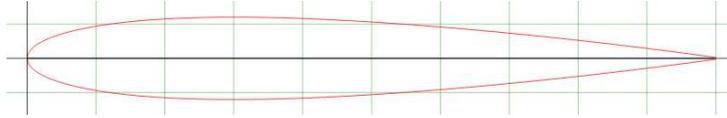


Figura 5.1: Profilo alare NACA 0012

Il numero di Reynolds è definito come:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot c}{\mu} \quad (5.1)$$

dove:

- ρ è la densità dell'aria al livello medio del mare.
- V è la velocità della corrente fluida che investe il profilo.
- c è la dimensione caratteristica del problema, in questo caso la corda del profilo.
- μ è la viscosità dinamica dell'aria in atmosfera ISA Standard ($T = 15^\circ C$), la quale è stata valutata attraverso la formula di Sutherland:

$$\mu = S \cdot \frac{T^{3/2}}{\chi + T} \quad (5.2)$$

con $S = 1.46 \cdot 10^{-6} \text{ kg}/(\text{m} \cdot \text{s} \cdot \text{K}^{0.5})$ e $\chi = 110 \text{ K}$ per l'aria.

5.3 Modello geometrico

Il modello geometrico caratterizza il dominio di calcolo del problema ed è composto da una regione rettangolare che circonda il profilo alare dalla quale il profilo stesso viene eliminato attraverso una *sottrazione booleana* (operazione che permette di rimuovere gli elementi di un insieme che appartengono ad un altro insieme).

Nello specifico tale regione si estende per circa 50 corde alari anteriormente e posteriormente al profilo e circa 10 corde alari superiormente ed inferiormente allo stesso.

Si tratta di dimensioni tipiche per domini di calcolo relativi a problemi che coinvolgono profili alari.

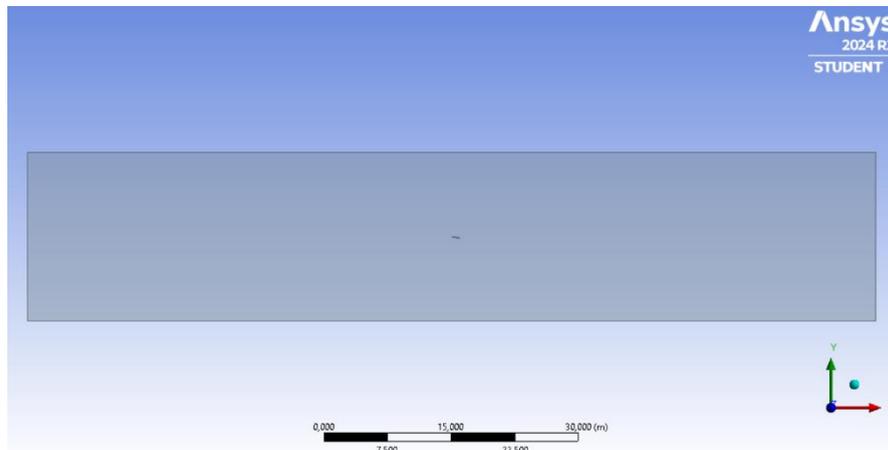


Figura 5.2: Dominio di calcolo profilo NACA 0012

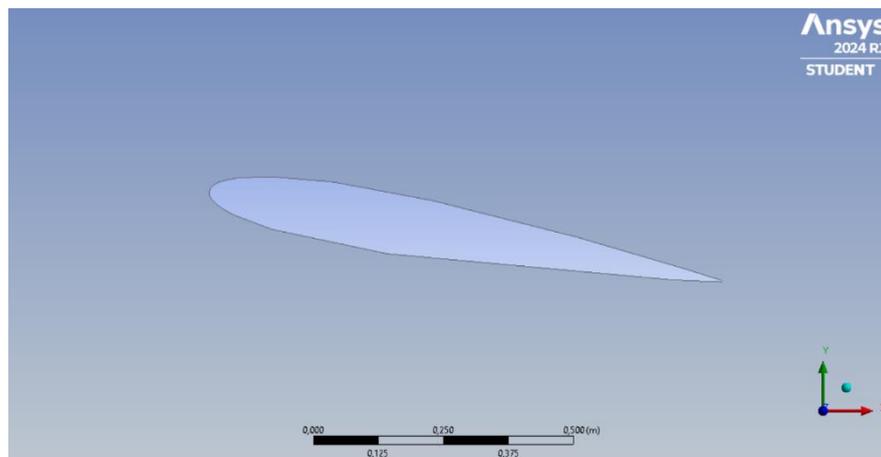


Figura 5.3: Dominio di calcolo profilo NACA 0012 (dettaglio profilo)

5.4 Mesh

La griglia di calcolo (*mesh grid*) utilizzata per discretizzare il problema è stata ottenuta attraverso un primo raffinamento di *default* classico, seguito dalla suddivisione del bordo del profilo stesso in un certo numero di sotto-regioni attraverso il comando “*edge sizing*” e dalla creazione dei cosiddetti *prism layer* a parete, i quali garantiscono un più accurato calcolo nei pressi della stessa, attraverso il comando “*inflation*”.

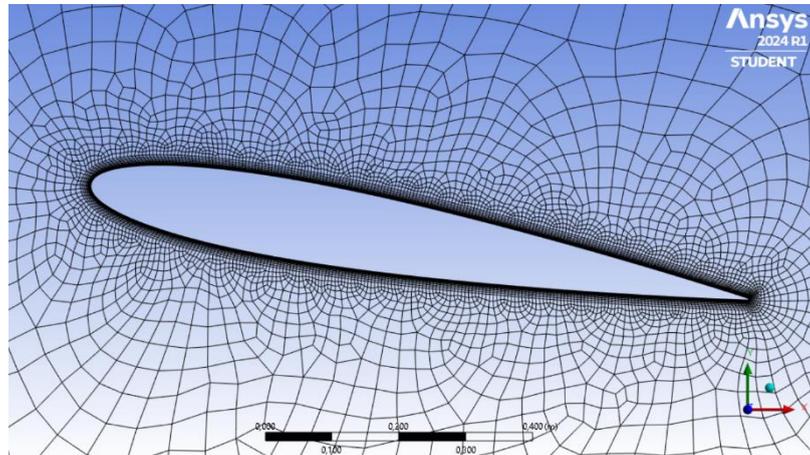


Figura 5.4: Mesh profilo NACA 0012

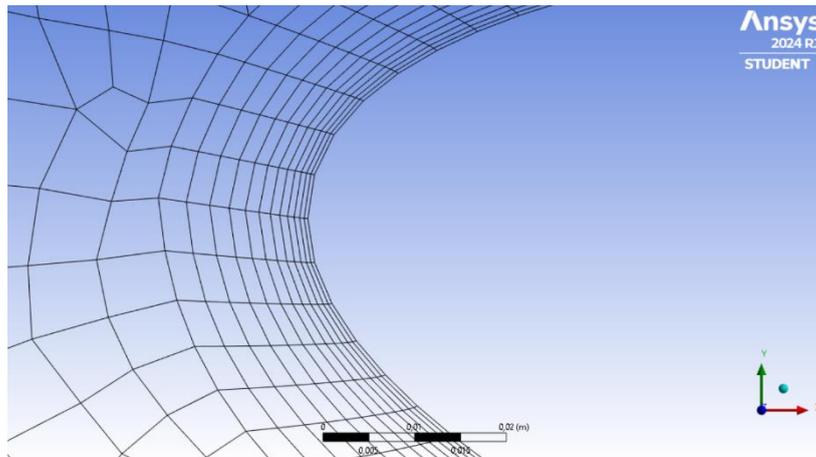


Figura 5.5: Mesh profilo NACA 0012 (dettaglio prism layer)

5.5 Modello fisico

Il modello fisico del problema in esame è lo stesso che verrà utilizzato in seguito per effettuare le simulazioni sul velivolo e sui radome. Le caratteristiche di tale modello sono:

- Spazio bidimensionale.
- Modello stazionario.
- Modello incomprimibile.
- Gas unico (aria).
- Modello RANS SST $k - \omega$ turbulence.

Il modello è incomprimibile in quanto il numero di Mach massimo raggiunto in volo dal velivolo Piper PA32-R300 è minore di 0.3, valore soglia che segna la transizione dal regime subsonico incomprimibile a quello subsonico comprimibile.

La tecnica RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*) permette di modellare e risolvere un flusso turbolento separando le variabili di flusso in una parte media ed una parte fluttuante. Nelle equazioni di *Navier-Stokes* compaiono dei termini aggiuntivi, i cosiddetti *sforzi di Reynolds*, i quali rappresentano gli effetti della turbolenza media.

Pertanto, al fine di chiudere il sistema di equazioni, è necessario introdurre un modello di turbolenza in grado di fornire delle equazioni aggiuntive.

In particolare il modello di turbolenza utilizzato per le simulazioni in oggetto è il modello SST $k - \omega$ (*Shear Stress Transport*), una variante della tecnica $k - \omega$ classica che permette di combinare i punti di forza del modello $k - \omega$ e del modello $k - \varepsilon$.

Il modello $k - \omega$ è particolarmente adatto ad essere utilizzato in prossimità delle pareti ed in presenza di elevati gradienti di pressione, garantendo un'elevata accuratezza nella valutazione dello strato limite.

Il modello $k - \varepsilon$, d'altra parte, si presta meglio nella risoluzione di flussi lontani da superfici solide e caratterizzati da elevata turbolenza.

Le equazioni di trasporto aggiuntive che compaiono nei due modelli sono:

- k : energia cinetica turbolenta.
- ω : frequenza specifica di dissipazione della turbolenza.
- ε : velocità di dissipazione dell'energia cinetica turbolenta.

Con il modello SST $k - \omega$ risulta dunque possibile risolvere flussi con importanti gradienti di pressione e caratterizzati da forti separazioni, grazie alla sua capacità di gestire con precisione sia le interazioni vicino a parete che nel campo libero (come accade, ad esempio, nel campo di moto tipico attorno ad un profilo alare o ad un velivolo).

5.6 Condizioni al contorno

Prima di procedere con il calcolo computazionale è necessario imporre le condizioni al contorno del problema.

Le pareti di sinistra e di destra rappresentano rispettivamente l'ingresso e l'uscita, mentre i contorni superiori ed inferiori si vuole che siano condizioni di simmetria.

La regola generale da seguire per impostare le condizioni al contorno è la seguente:

Il numero di condizioni al contorno che bisogna imporre ad ogni bordo del dominio è pari al numero di linee caratteristiche che non raggiungono il bordo dall'interno del dominio stesso.

In un generico punto x al generico istante temporale $t > t_0$ convergono tre linee caratteristiche

inclinate rispettivamente delle quantità $u - a$, u , $u + a$ dove la grandezza u rappresenta la velocità della particella fluida mentre la grandezza a rappresenta la velocità del suono.

Lungo tali linee caratteristiche propagano i tre segnali generatisi all'istante t_0 in tre punti diversi dello spazio. La combinazione dei tre segnali nel punto in cui essi convergono definisce univocamente il campo di moto in quel punto (in questo caso appartenente al bordo del dominio).

In regime subsonico risulta $u - a < 0$, dunque la linea caratteristica corrispondente sarà inclinata negativamente (verso sinistra), mentre le restanti due linee caratteristiche avranno inclinazione positiva (verso destra).

La situazione ai bordi del dominio di calcolo è la seguente:

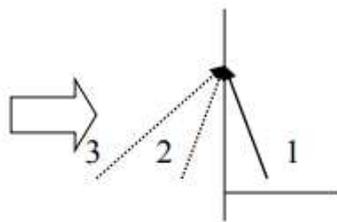


Figura 5.6: Ingresso subsonico

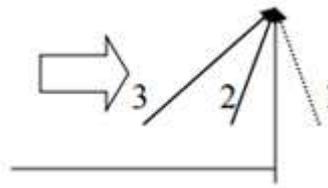


Figura 5.7: Uscita subsonica

Sarà quindi necessario imporre due condizioni al contorno in ingresso (velocità e temperatura) ed una condizione al contorno in uscita (pressione).

Nello specifico esse sono:

Grandezza	Unità di misura	Valore
V	m/s	102.10
T	K	288.15
p	Pa	101 325

Tabella 5.2: Condizioni al contorno profilo NACA 0012

La temperatura e la pressione sono quelle corrispondenti all'atmosfera ISA Standard, mentre la velocità è quella corrispondente ad un numero di Mach ai limiti del regime subsonico e pari a $M = 0.3$.

5.7 Coefficiente di portanza

Per verificare che il coefficiente di portanza c_L analitico sia coincidente con quello ottenuto numericamente è, innanzitutto, necessario definire il numero di Reynolds al quale effettuare la verifica.

A partire dal numero di Mach $M = 0.3$ è possibile valutare sia la velocità della corrente fluida che il numero di Reynolds del profilo alare:

M=0.3		
Grandezza	Unità di misura	Valore
Re	–	$6.973 \cdot 10^6$
ρ	kg/m^3	1.225
V	m/s	102.1
c	m	1.000
μ	$kg/(m \cdot s)$	$1.794 \cdot 10^{-5}$

Tabella 5.3: Grandezze per il calcolo del numero di Reynolds (NACA 0012)

Il valore analitico del coefficiente di portanza per il profilo NACA 0012 posto ad incidenza $\alpha = 10^\circ$ è stato ottenuto attraverso l'utilizzo del software *JavaFoil*. Il valore numerico è stato invece calcolato attraverso la simulazione CFD. Essi vengono riportati di seguito:

α	C_l
[°]	[-]
0,0	0,000
1,0	0,120
2,0	0,240
3,0	0,358
4,0	0,476
5,0	0,592
6,0	0,703
7,0	0,809
8,0	0,909
9,0	0,999
10,0	1,078
11,0	1,144
12,0	1,193
13,0	1,222
14,0	1,225
15,0	1,209

Figura 5.8: c_l analitico ($Re = 6.97 \cdot 10^6$)

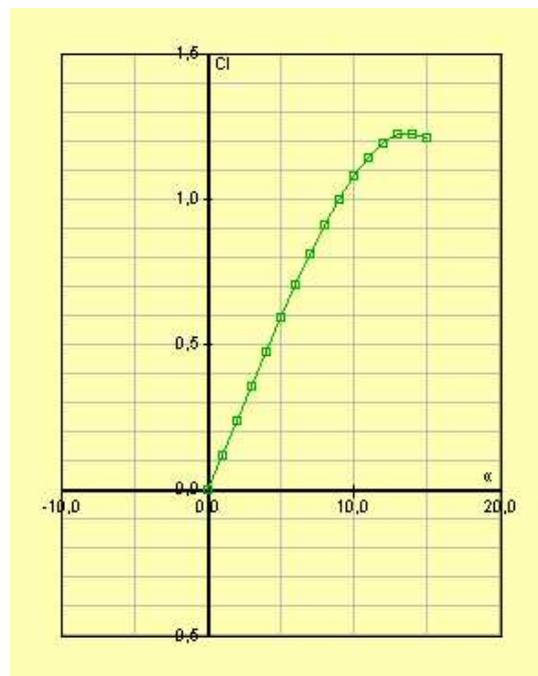


Grafico 5.1: Curva $c_l - \alpha$ analitica ($Re = 6.97 \cdot 10^6$)

lift_coeff-op | 1,0797

Figura 5.9: c_l numerico ($\alpha = 10^\circ$, $Re = 6.97 \cdot 10^6$)

NACA 0012		
Re=6.97·10⁶		
$\alpha=10^\circ$		
c_L analitico	c_L numerico	Errore %
1.078	1.0797	0.158

Tabella 5.4: Coefficiente di portanza analitico e numerico

I risultati numerici risultano essere in accordo con quelli analitici pertanto, considerando il fatto che l'errore percentuale commesso nella valutazione del coefficiente di portanza attraverso le due metodologie proposte sia minore del 1%, è possibile affermare che il codice di calcolo CFD configurato attraverso le caratteristiche illustrate in precedenza fornisca risultati coerenti.

È possibile, dunque, procedere con le analisi fluidodinamiche sul velivolo e sui radome.

Capitolo 6

Introduzione alle analisi fluidodinamiche

6.1 Condizioni di volo

Per ottenere la certificazione STC è necessario verificare l'influenza dei radome sull'involucro di volo dell'aeromobile in diverse condizioni di volo. Le più significative sono:

1. *Cruise Speed* V_C .
Velocità tipica di crociera del velivolo.
2. *Never-Exceed Speed* V_{NE} .
Velocità limite da non superare durante qualunque operazione di volo.
3. *Stall Speed* V_S .
Velocità minima di sostentamento del velivolo.

Le prime due condizioni di volo sono da verificare considerando il velivolo posto ad incidenza di volo di crociera α_C , mentre l'ultima condizione di volo viene verificata all'incidenza di stallo α_S , valore limite di incidenza che permette all'aeromobile di volare con velocità V_S .

Inoltre considerando un'ipotetica operazione di emergenza o di decollo/atterraggio, la condizione di volo a velocità V_S viene valutata anche nel caso in cui il velivolo abbia il carello estratto.

6.1.1 Airspeed Limitations

Le velocità caratteristiche vengono riportate sul *Pilot's Operating Handbook* ^[2] del velivolo Piper PA32-R300.

Velocità (CAS)	Unità di misura	Valore
V_C	<i>kts</i>	156
V_{NE}	<i>kts</i>	188
V_S	<i>kts</i>	67

Tabella 6.1: Airspeed Limitations Piper PA32-R300

L'anemometro di bordo rileva diversi tipi di velocità:

1. IAS (*Indicated AirSpeed*):
Velocità rilevata direttamente dall'anemometro di bordo attraverso il tubo di Pitot.
2. CAS (*Calibrated AirSpeed*):
Velocità indicata corretta da possibili errori strumentali e di posizione.
3. TAS (*True AirSpeed*):
Velocità calibrata corretta da cambiamenti di densità dell'aria dovuti a variazioni di quota e di temperatura. Rappresenta la velocità effettiva del velivolo rispetto all'aria in cui esso si muove.
4. GS (*Ground Speed*):
Velocità vera corretta rispetto alla velocità e alla direzione del vento. Rappresenta la velocità effettiva del velivolo rispetto al suolo.

Le *Airspeed Limitations* che il Piper PA32-R300 deve soddisfare sono da intendersi CAS.

6.1.2 Angle Limitations

L'angolo di incidenza del velivolo in condizioni di volo di crociera viene supposto nullo, mentre nella condizione di stallo la trattazione è più complessa e considera, inizialmente, l'angolo di stallo del profilo alare adottato dal velivolo Piper PA32-R300.

A rigore non è detto che l'incidenza di stallo del profilo alare sia coincidente con l'incidenza di stallo dell'intero velivolo, in quanto bisogna tenere in considerazione la presenza degli effetti integrati ala-velivolo.

Tuttavia l'incidenza di stallo del profilo può essere utilizzata per una stima preliminare di quella che sarà poi l'effettiva incidenza di stallo dell'intero aeromobile.

Il Piper PA32-R300 è caratterizzato dal profilo alare NACA 65-415, le cui *performances* sono state ricavate attraverso l'utilizzo del software *JavaFoil*.

Tali prestazioni vengono valutate per il numero di Reynolds corrispondente alla velocità di stallo V_S ed alla corda del profilo relativa alla parte non rastremata dell'ala.

L'ala del velivolo, infatti, presenta una prima parte rastremata dopodiché la sua geometria è retta fino all'estremità alare.

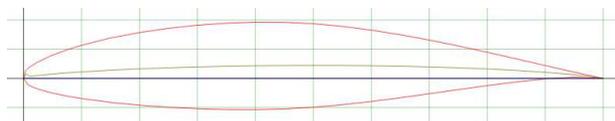


Figura 6.1: Profilo alare NACA 65-415

Grandezza	Unità di misura	Valore
Re	–	$3.241 \cdot 10^6$
ρ	kg/m^3	1.225
V	mts	67
c	m	1.377
μ	$kg/(m \cdot s)$	$1.794 \cdot 10^{-5}$

Tabella 6.2: Grandezze per il calcolo del numero di Reynolds (NACA 65-415)

α [°]	C_l [-]
0,0	0,328
1,0	0,450
2,0	0,572
3,0	0,694
4,0	0,812
5,0	0,927
6,0	1,013
7,0	1,110
8,0	1,196
9,0	1,269
10,0	1,327
11,0	1,368
12,0	1,391
13,0	1,397
14,0	1,386
15,0	1,359

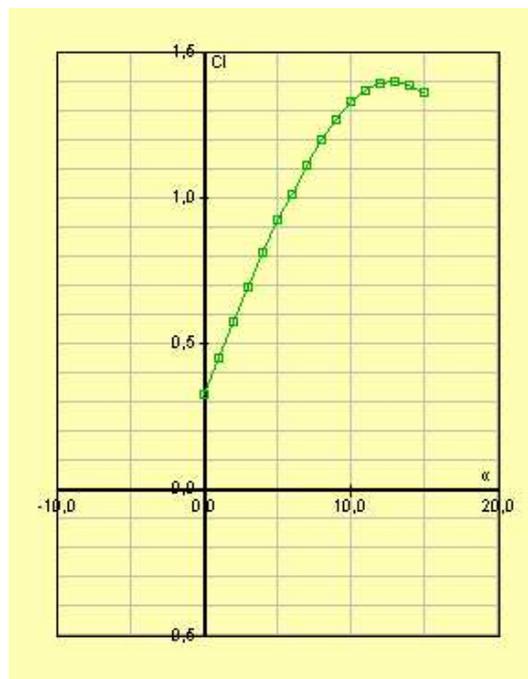


Figura 6.2: $c_{L_{MAX}}$ ($Re = 3.241 \cdot 10^6$)

Grafico 6.1: Curva $c_L - \alpha$ ($Re = 3.241 \cdot 10^6$)

Per il profilo alare NACA 65-415 valutato al numero di Reynolds corrispondente alla velocità di stallo, il $c_{L_{MAX}}$ si ottiene per l'angolo di incidenza $\alpha = 13^\circ$, pertanto alla velocità di stallo V_S tale incidenza rappresenta l'incidenza di stallo α_S del profilo.

Successivamente verranno effettuate diverse simulazioni sull'intero aeromobile alla velocità di stallo V_S e per diversi angoli di incidenza α , al fine di verificare quale sia l'effettiva incidenza dell'intero velivolo che garantisca le migliori prestazioni alla velocità considerata.

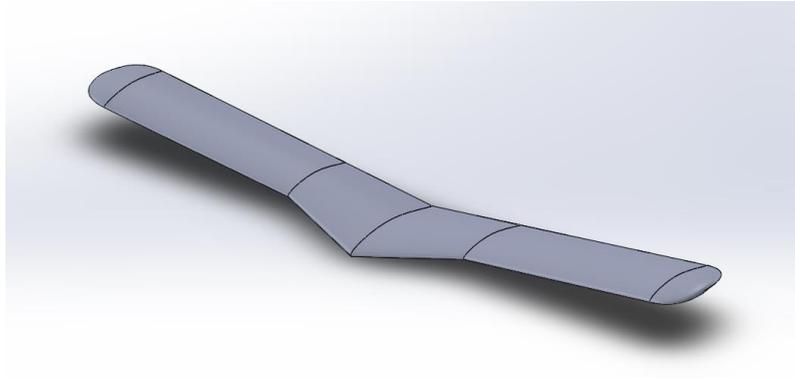


Figura 6.3: Modello CAD ala Piper PA32-R300

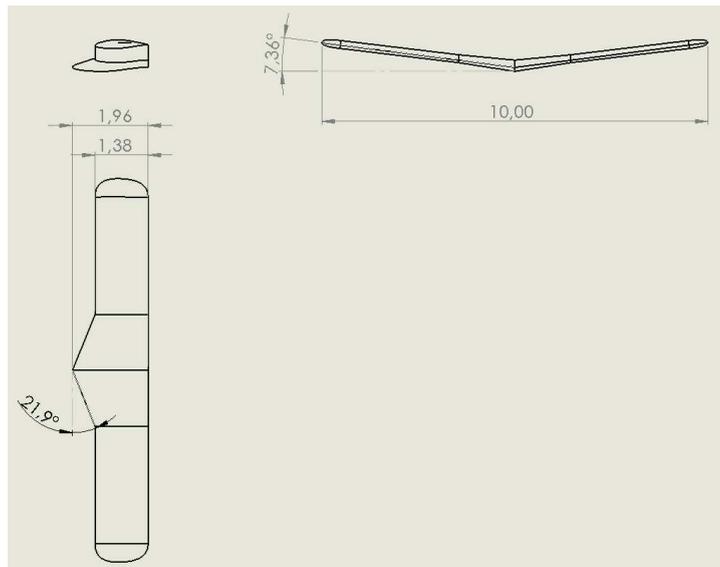


Figura 6.4: Tavola quotata ala Piper PA32-R300 [m]

6.2 Modello numerico

In ciascuna delle simulazioni effettuate il modello numerico utilizzato è sempre lo stesso. Questa decisione è stata presa al fine di ottenere in *output* dei risultati i quali possono essere confrontati tra loro senza il rischio di incorrere in incongruenze.

Si ragionerà, pertanto, a parità di discretizzazione del problema così da procedere in maniera coerente.

6.2.1 Modello geometrico

A differenza della simulazione 2D effettuata sul profilo alare, per analizzare il velivolo completo è necessario utilizzare un modello di tipo 3D.

Il dominio di calcolo è un parallelepipedo la cui estensione è la seguente:

- 50 m anteriormente e posteriormente al velivolo.
- 25 m lateralmente al velivolo.
- 25 m superiormente e inferiormente al velivolo.

Tali dimensioni sono state determinate attraverso un *trade-off* eseguito tra le esigenze computazionali in termini di estensione del dominio al fine di effettuare un calcolo accurato e le limitazioni imposte dal software per quanto riguarda la licenza *student*.

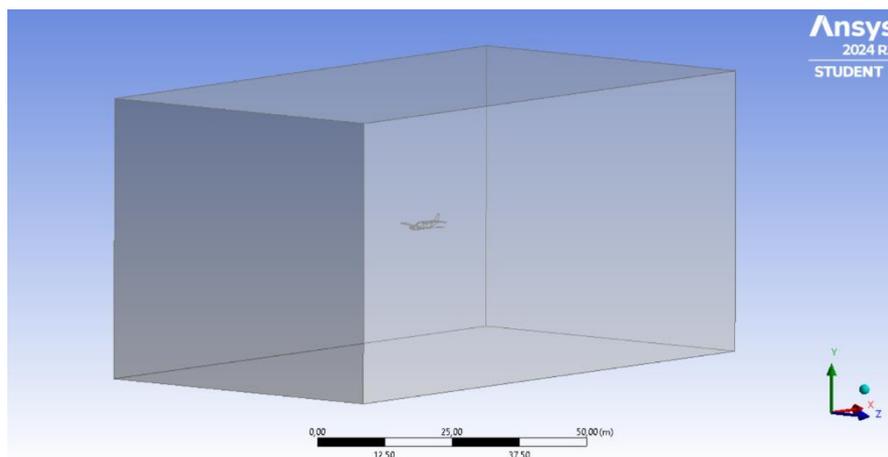


Figura 6.5: Dominio di calcolo Piper PA32-R300

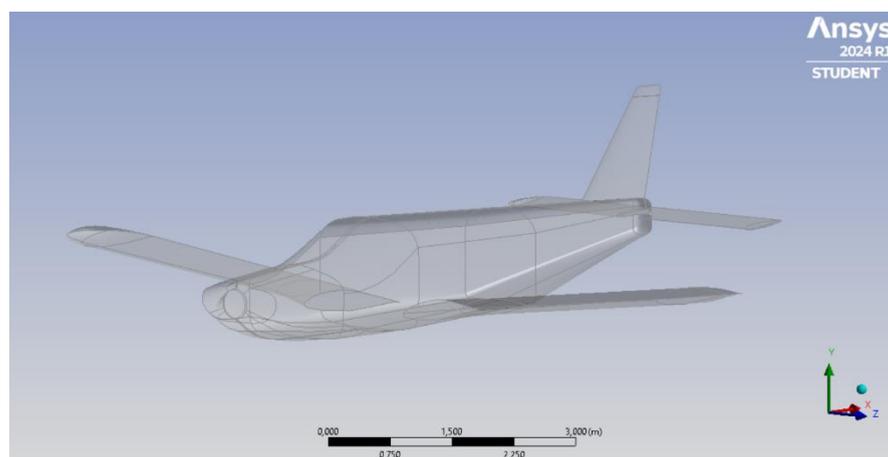


Figura 6.6: Dominio di calcolo Piper PA32-R300 (dettaglio velivolo)

6.2.2 Mesh

In analogia a quanto già effettuato nel caso del profilo alare, la griglia di calcolo utilizzata per discretizzare il problema prevede un primo raffinamento di *default* classico e la presenza dei *prism layer* a parete.

Tuttavia a causa del fatto che il modello del velivolo, nonostante le sue semplificazioni, sia comunque molto più complesso di quello del profilo alare, la limitazione relativa al numero di celle utilizzabili nella discretizzazione non lascia spazio alla possibilità di suddividere i bordi dei vari elementi in ulteriori sotto-regioni.

Nonostante ciò, come si vedrà in seguito, questo non costituisce un problema nella convergenza della soluzione, pertanto si può procedere con le simulazioni in maniera computazionalmente sicura.

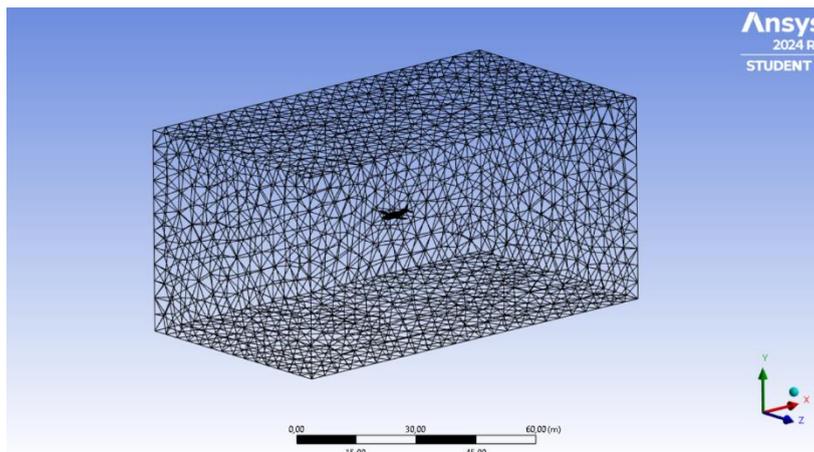


Figura 6.7: Mesh Piper PA32-R300

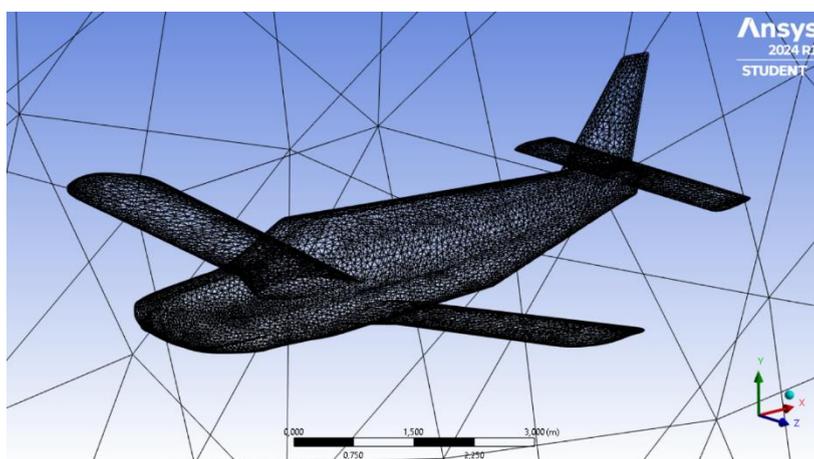


Figura 6.8: Mesh Piper PA32-R300 (dettaglio velivolo)

6.2.3 Modello fisico

Le caratteristiche del modello fisico del problema sono le stesse di quelle relative al profilo alare già illustrate nel *Paragrafo 5.5*.

Come mostrato in precedenza le caratteristiche del modello RANS SST $k - \omega$ permettono di risolvere accuratamente il campo di moto tipico che si sviluppa nell'intorno del velivolo in quanto tale modello gestisce con precisione sia le interazioni della corrente fluida vicino a parete che nel campo libero.

6.2.4 Condizioni al contorno

Le condizioni al contorno imposte sono le stesse valide per le simulazioni sul profilo alare ed illustrate nel *Paragrafo 5.6*.

L'unica variazione sul tema è rappresentata dal diverso valore di velocità iniziale imposta come condizione di *Velocity Inlet*, in quanto ad ogni configurazione di volo corrisponde una differente *Speed Limitation* e quindi una diversa velocità iniziale da imporre.

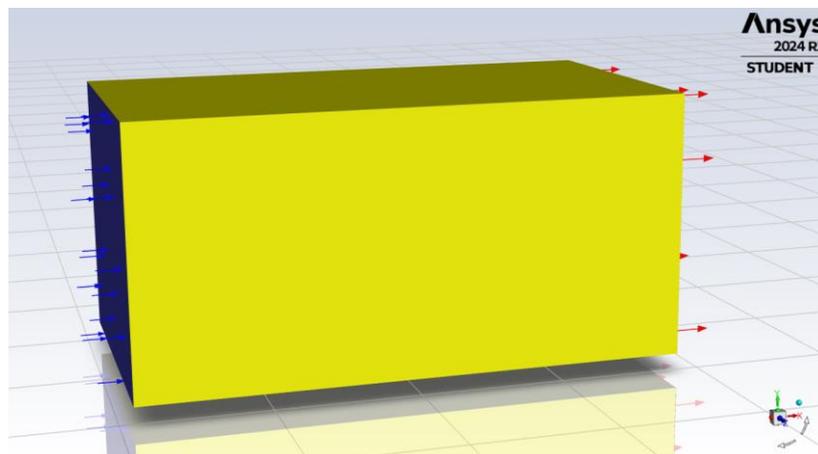


Figura 6.9: Dominio di calcolo e condizioni al contorno

6.3 Terna cartesiana di riferimento

I risultati ottenuti attraverso le simulazioni CFD, in termini di forze e momenti agenti sul velivolo, vengono riportati in termini di componenti agenti lungo la terna cartesiana di *assi body* del velivolo.

La terna cartesiana di *assi body* è quella terna di assi solidale al velivolo, la cui origine è collocata nel baricentro dello stesso.

- *Asse longitudinale X:*
Il movimento attorno a questo asse caratterizza il moto di rollio (*roll*), controllato principalmente dagli alettoni.
- *Asse verticale Y:*
Il movimento attorno a questo asse caratterizza il moto di imbardata (*yaw*), controllato principalmente dal timone.
- *Asse laterale Z:*
Il movimento attorno a questo asse caratterizza il moto di beccheggio (*pitch*), controllato principalmente dall'equilibratore.

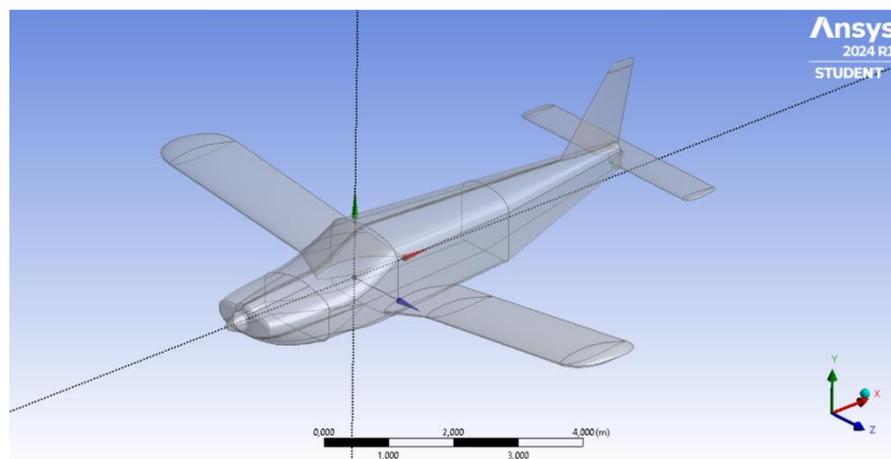


Figura 6.10: Terna cartesiana solidale al velivolo

Capitolo 7

Analisi fluidodinamiche

7.1 Configurazione classica

In primo luogo si analizza il velivolo Piper PA32-R300 in configurazione classica, ovvero senza la presenza dei radome installati al di sotto della fusoliera.

Queste simulazioni saranno utili per valutare come variano le forze ed i momenti agenti sull'aeromobile quando al di sotto di esso vengono installati i radome.

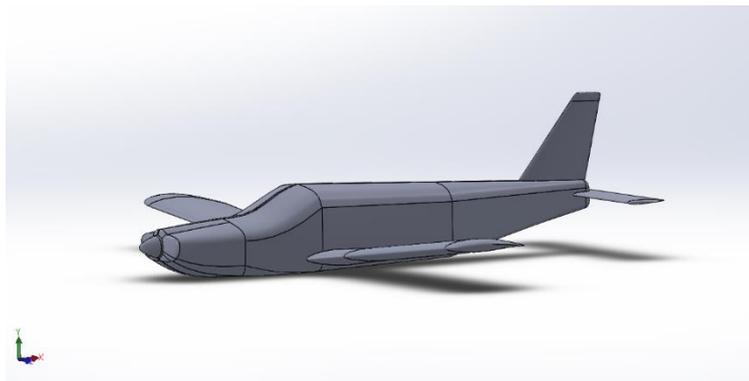


Figura 7.1: Modello CAD Piper PA32-R300 in configurazione classica

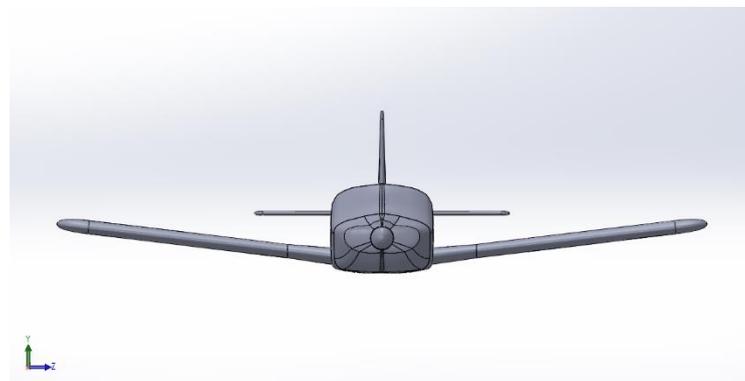


Figura 7.2: Modello CAD Piper PA32-R300 in configurazione classica (vista frontale)

7.1.1 Cruise Speed

La prima condizione di volo che viene analizzata è quella di crociera. I parametri di volo relativi a questa configurazione vengono riassunti nella tabella seguente:

Cruise Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_C	<i>kts</i>	156
α_C	°	0

Tabella 7.1: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed

7.1.1.1 Risultati

Nei grafici riportati di seguito vengono illustrati i risultati ottenuti attraverso le simulazioni CFD in termini di forze e momenti agenti sul velivolo.

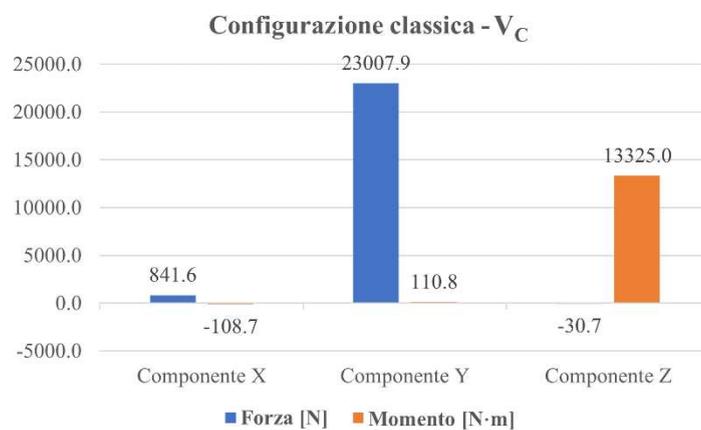


Grafico 7.1: Forze e momenti configurazione classica - V_C

Il requisito di portanza relativo alla condizione OW è ampiamente soddisfatto:

Cruise Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	<i>N</i>	12 919
L_{VC}	<i>N</i>	23 007.9

Tabella 7.2: Portanza configurazione classica - V_C

Risulta tuttavia evidente come rispetto all'asse *body z* sia presente un elevato momento di segno positivo, il quale si traduce in un effetto picchiante sull'aeromobile.

Questo significa che il velivolo non è in condizione di volo orizzontale livellato, pertanto è necessario agire sul comando di volo dell'equilibratore per ristabilire il bilanciamento, inclinando la superficie mobile di un angolo negativo in modo tale che essa possa generare una forza di deportanza agente sulla coda dell'aeromobile e contrastare la picchiata.

È possibile raggiungere lo stesso effetto agendo sul comando del *trim* dell'intero stabilizzatore.

La condizione di equilibrio di un velivolo è data dalla verifica del seguente sistema:

$$\begin{cases} c_{L,eq} = c_{L,\alpha} \cdot \alpha_{eq} + c_{L,\delta} \cdot \delta_{e,eq} \\ c_{M,eq} = c_{M0} + c_{M,\alpha} \cdot \alpha_{eq} + c_{M,\delta} \cdot \delta_{e,eq} = 0 \end{cases} \quad (7.1)$$

dove:

- $\delta_{e,eq}$: angolo di equilibrio dell'equilibratore.
- α_{eq} : angolo d'attacco di equilibrio.
- c_{M0} : coefficiente di momento focale.
- $c_{L/M,\alpha}$: variazione del coefficiente di portanza/momento per unità di angolo d'attacco (pendenza curva $c_{L/M,\alpha}$).
- $c_{L/M,\delta}$: variazione del coefficiente di portanza/momento per unità di angolo dell'equilibratore (pendenza curva $c_{L/M,\delta}$).

In volo orizzontale risulta che $L = W$, pertanto $c_{L,eq}$ è noto e pari a:

$$c_{L,eq} = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} \quad (7.2)$$

È possibile risolvere il sistema (7.1) utilizzando la formula di Cramer ed ottenere:

$$\begin{aligned} \alpha_{eq} &= c_{L,eq} \cdot \frac{c_{M,\delta}}{\Delta} + c_{M0} \cdot \frac{c_{L,\delta}}{\Delta} \\ \delta_{eq} &= -c_{L,\alpha} \cdot \frac{c_{M0}}{\Delta} - c_{L,eq} \cdot \frac{c_{M,\alpha}}{\Delta} \end{aligned} \quad (7.3)$$

con $\Delta = c_{L,\alpha} \cdot c_{M,\delta} - c_{L,\delta} \cdot c_{M,\alpha}$

Tuttavia ricordando che la formula convenzionale per il calcolo del momento è la seguente:

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot c \cdot c_M \quad (7.4)$$

con $c_M = c_{M,\delta} \cdot \delta$ coefficiente di momento

si ottiene che $c_M \propto \delta$ e di conseguenza anche $M \propto \delta$.

(7.5)

Dunque a parità di tutti gli altri parametri (densità dell'aria, velocità di volo, area della superficie mobile e corda della superficie mobile) è possibile valutare direttamente l'angolo di incidenza della superficie mobile necessario ad annullare il momento picchiante ed a raggiungere la condizione di volo orizzontale livellato.

La superficie mobile considerata nel caso in esame è l'intero stabilizzatore, del quale si suppone la movimentazione attraverso il comando del *trim*.

Dall'utilizzo della relazione (7.5) si ottiene che, inclinando lo stabilizzatore di un angolo negativo pari a $\delta_{TRIM} = 3.69^\circ$, è possibile riportare il velivolo in condizioni di equilibrio longitudinale.

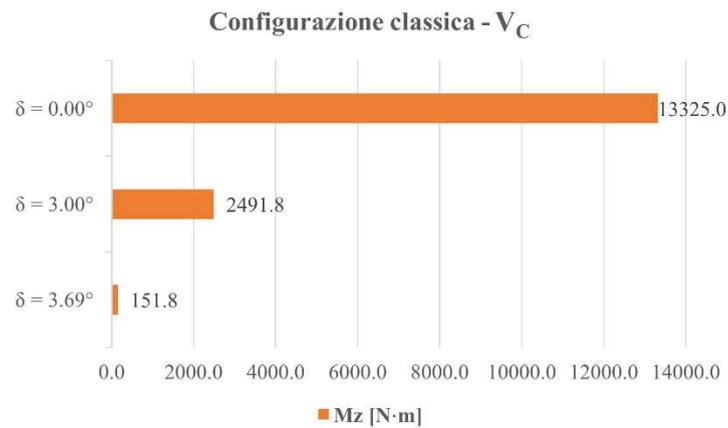


Grafico 7.2: Condizione di equilibrio configurazione classica - V_C

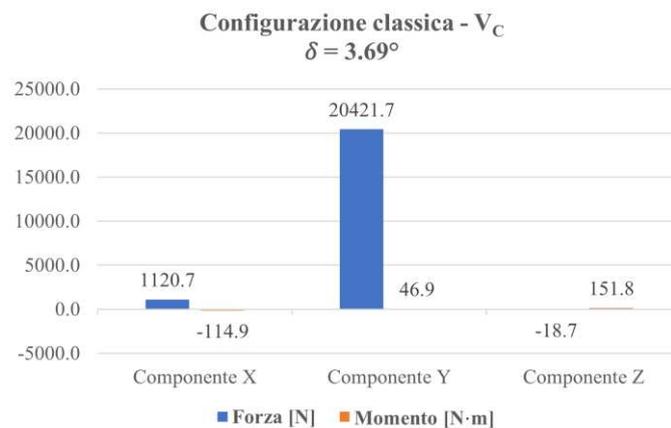


Grafico 7.3: Forze e momenti configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.69^\circ$) - V_C

Cruise Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VC}	N	20 241.7

Tabella 7.3: Portanza configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.69^\circ$) - V_C

7.1.2 Never-Exceed Speed

La seconda condizione di volo che viene analizzata è quella di *Never-Exceed Speed*. I parametri di volo relativi a questa configurazione vengono riassunti nella tabella seguente:

Never-Exceed Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_{NE}	<i>kts</i>	188
α_{NE}	°	0

Tabella 7.4: Parametri di volo per la condizione *Never-Exceed Speed*

7.1.2.1 Risultati

Nei grafici riportati di seguito vengono illustrati i risultati ottenuti attraverso le simulazioni CFD in termini di forze e momenti agenti sul velivolo.

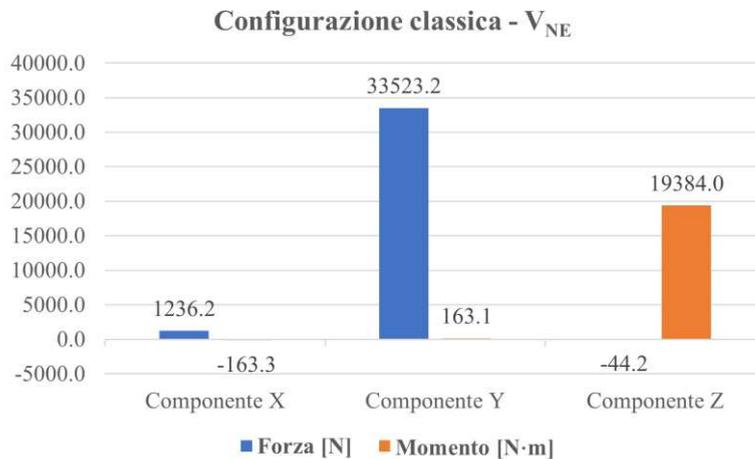


Grafico 7.4: Forze e momenti configurazione classica - V_{NE}

Il requisito di portanza relativo alla configurata OW è ampiamente soddisfatto:

Never-Exceed Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	<i>N</i>	12 919
L_{VNE}	<i>N</i>	33 523.2

Tabella 7.5: Portanza configurazione classica - V_{NE}

Anche in questo caso il velivolo risulta non essere in condizioni di volo orizzontale livellato, pertanto bisogna agire sul comando di volo dello stabilizzatore per ristabilire il bilanciamento.

Inclinando lo stabilizzatore di un angolo negativo pari a $\delta_{TRIM} = 3.57^\circ$ è possibile riportare il velivolo in condizioni di equilibrio longitudinale.

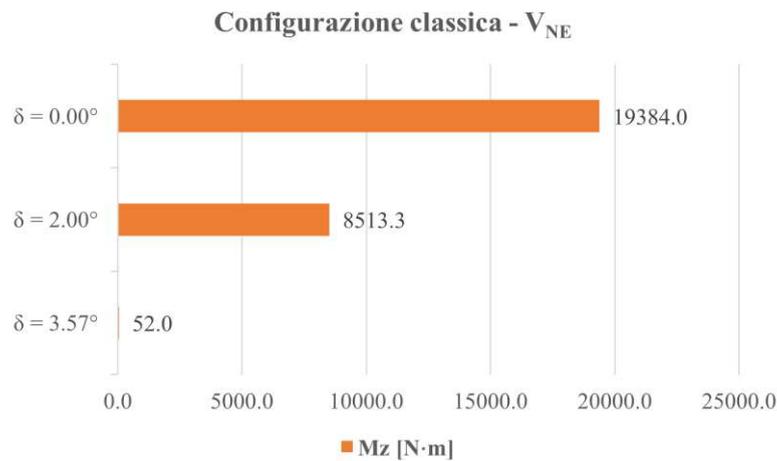


Grafico 7.5: Condizione di equilibrio configurazione classica - V_{NE}

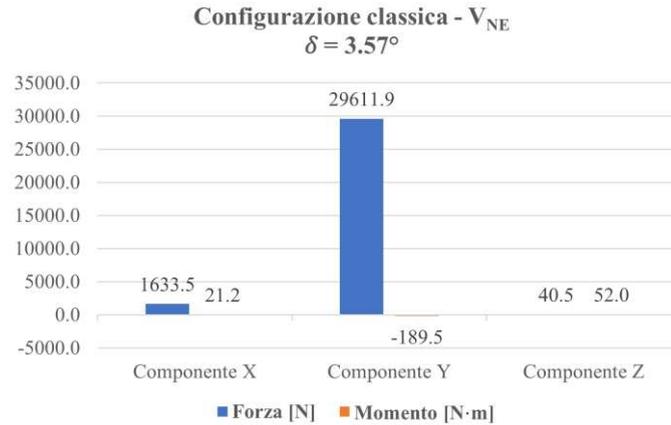


Grafico 7.6: Forze e momenti configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.57^\circ$) - V_{NE}

Never-Exceed Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VNE}	N	29 611.9

Tabella 7.6: Portanza configurazione classica ($\delta_{TRIM}=3.57^\circ$) - V_{NE}

7.1.3 Stall Speed

L'ultima condizione di volo che viene analizzata è quella di *Stall Speed*.

In questo caso vengono effettuate diverse simulazioni sull'intero aeromobile alla velocità di stallo V_S per diversi angoli di incidenza α al fine di verificare quale sia l'effettiva incidenza dell'intero velivolo che garantisca le migliori prestazioni alla velocità considerata.

I risultati ottenuti sono riportati nel grafico seguente:

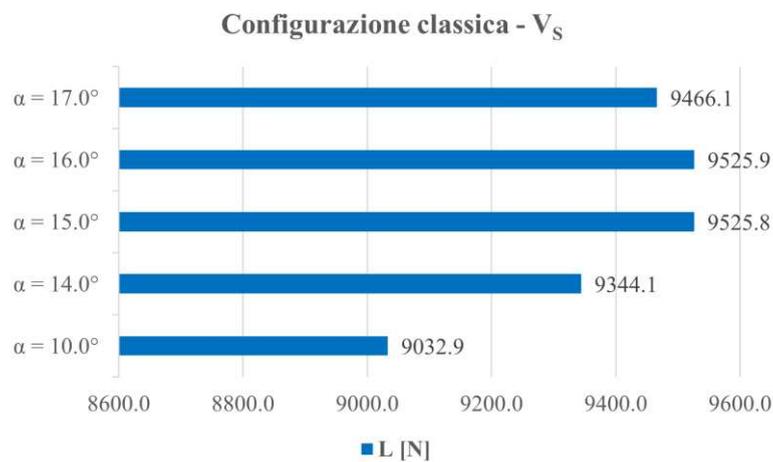


Grafico 7.7: Portanza a diversi angoli di incidenza del velivolo

La portanza massima alla velocità di stallo viene sviluppata quando il velivolo è posto ad incidenza $\alpha = 16^\circ$.

Come incidenza riferita alla condizione di volo di *Stall Speed* tuttavia si decide di utilizzare l'angolo di incidenza $\alpha = 15^\circ$ in modo tale da poter ridurre eventuali effetti di stallo del profilo all'estremità alare e in quanto la differenza in termini di portanza sviluppata dall'aeromobile è minima con quella relativa ad un angolo di incidenza pari a $\alpha = 16^\circ$.

I parametri di volo relativi alla configurazione *Stall Speed* vengono riassunti nella tabella seguente:

Stall Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_S	<i>kts</i>	67
α_S	°	15

Tabella 7.7: Parametri di volo per la condizione *Stall Speed*

7.1.3.1 Condizioni al contorno

Per la configurazione ad incidenza di stallo la condizione al contorno da imporre sulla velocità è differente rispetto ai casi precedenti, in quanto ora il velivolo è dotato di incidenza così come il tubo di Pitot, il quale è collocato sulla semiala sinistra e solidale al velivolo.

Essendo la velocità di stallo di tipo CAS, quindi rilevata dall'anemometro di bordo, per imporre la condizione al contorno di *Velocity Inlet* è necessario considerare il seguente triangolo di velocità e sfruttare i teoremi trigonometrici dei triangoli rettangoli per ricavare le diverse componenti:

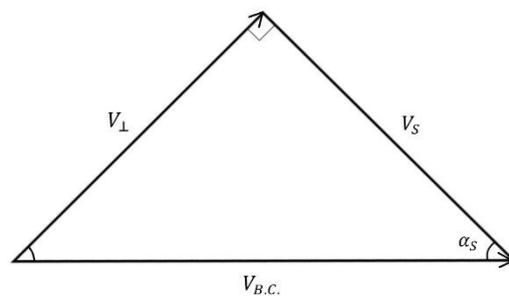


Figura 7.3: Triangolo di velocità V_S

$$\sin(\alpha_S) = \frac{V_{\perp}}{V_{B.C.}} \quad (7.6)$$

$$\cos(\alpha_S) = \frac{V_S}{V_{B.C.}} \quad (7.7)$$

La velocità da imporre come condizione al contorno $V_{B.C.}$ viene ricavata immediatamente dalla relazione (7.7), nota la velocità di stallo V_S e l'incidenza di stallo α_S .

I parametri di volo relativi al triangolo di velocità della *Stall Speed* vengono riassunti nella tabella seguente:

Triangolo di velocità Stall Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
α_S	°	15
V_S	<i>kts</i>	67
$V_{B.C.}$	<i>kts</i>	69.36

Tabella 7.8: Triangolo di velocità Stall Speed

7.1.3.2 Risultati

L'aeromobile nella configurazione di stallo non è in grado di assicurare la portanza L_{OW} necessaria al suo sostentamento per la condizione di *Operating Weight*.

Nonostante ciò la portanza sviluppata è sufficiente a sostenere il velivolo per la condizione di *Empty Weight*.

Al fine di risolvere questo problema si decide di simulare l'estrazione dei dispositivi di ipersostentazione posteriori (*flap*) al massimo della loro estensione, ovvero a 40° .

Come da aspettative grazie alla presenza dei *flap* la portanza aumenta in generale, tuttavia risulta essere ancora insufficiente al sostentamento del velivolo in configurazione OW.

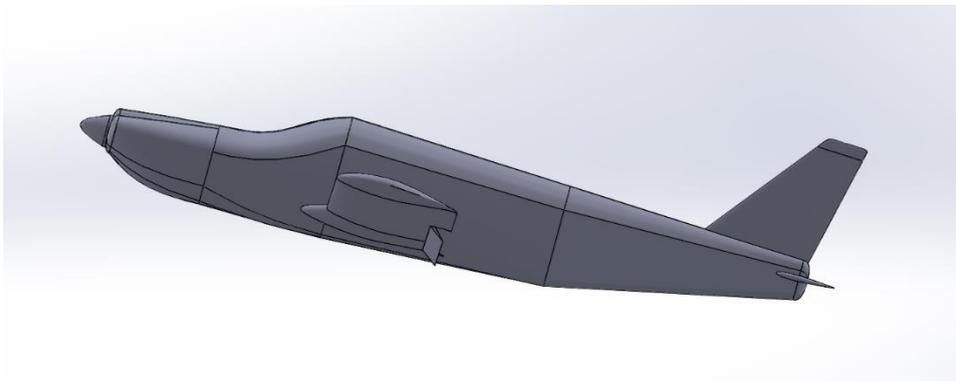


Figura 7.4: Modello CAD Piper PA32-R300 con flap estesi a 40°

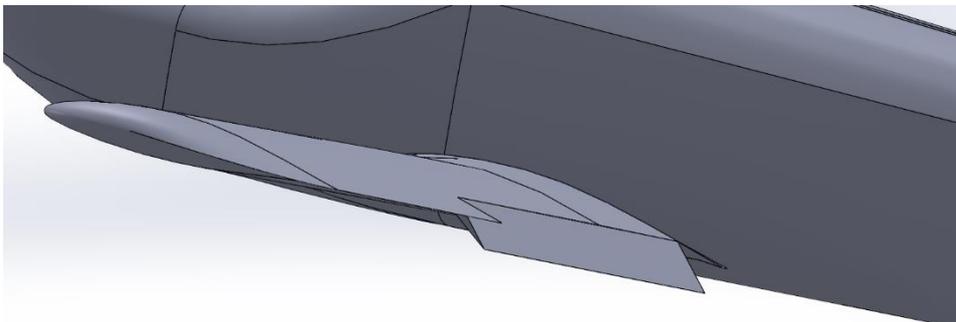


Figura 7.5: Modello CAD Piper PA32-R300 (dettaglio flap estesi a 40°)

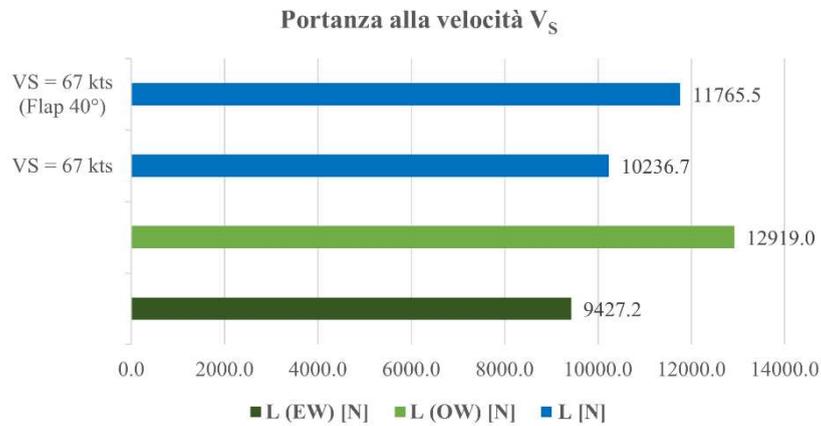


Grafico 7.8: Portanza alla velocità $V_S=67$ kts

Al fine di poter garantire il sostentamento dell'aeromobile nella condizione OW è necessario, per forze di cose, aumentare la velocità di volo.

Vengono quindi effettuate diverse simulazioni per verificare quale sia l'effettiva velocità di stallo V_S più appropriata per soddisfare il requisito di portanza imposto. I risultati vengono riportati di seguito.

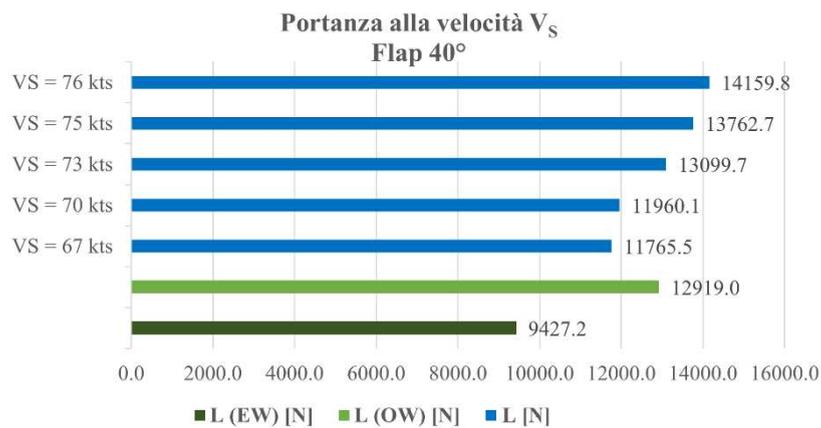


Grafico 7.9: Portanza a diverse velocità V_S

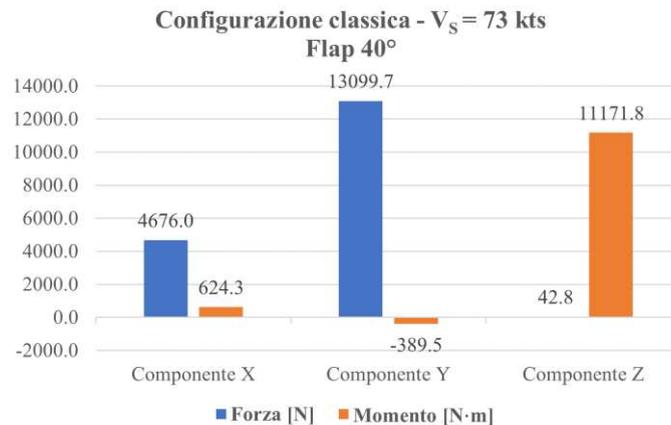


Grafico 7.10: Forze e momenti configurazione classica ($V_S=73$ kts)

La velocità di stallo $V_S = 73$ kts è sufficiente a garantire la portanza necessaria al sostentamento dell'aeromobile, che tuttavia non risulta essere in condizioni di volo orizzontale livellato. Pertanto è necessario agire sul *trim* dello stabilizzatore per ristabilire il bilanciamento.

In queste condizioni di volo l'escursione massima dello stabilizzatore riportata sull'*Airplane Service Manual*^[3] ($\delta = 16^\circ$) non è in grado di ristabilire un perfetto equilibrio longitudinale, raggiungibile tuttavia agendo sul comando di volo dell'equilibratore.

Lo studio in esame non approfondisce questo tema e procede considerando l'aeromobile unicamente con lo stabilizzatore inclinato negativamente di un angolo pari a $\delta = 16^\circ$.

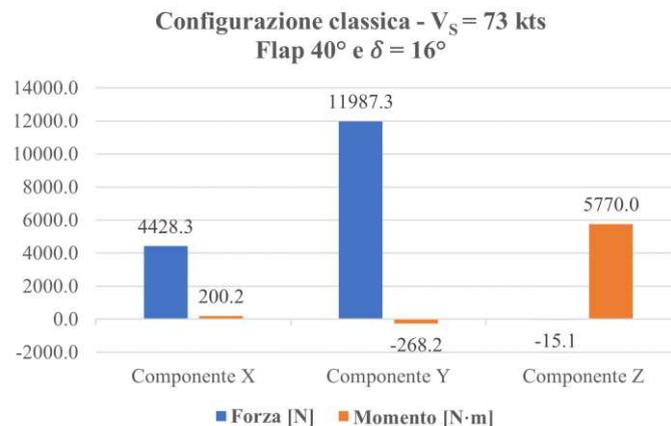


Grafico 7.11: Forze e momenti configurazione classica ($V_S=73$ kts)

Nonostante si ottenga una diminuzione del momento agente rispetto all'asse z, gli effetti deportanti sulla coda dell'aeromobile dovuti al *trim* dello stabilizzatore sono responsabili di una diminuzione complessiva della portanza agente sul velivolo, la quale scende al di sotto del

requisito di OW.

Si rende quindi necessario aumentare ulteriormente la velocità di stallo al valore $V_S = 75 \text{ kts}$ per garantire la portanza L_{OW} richiesta.

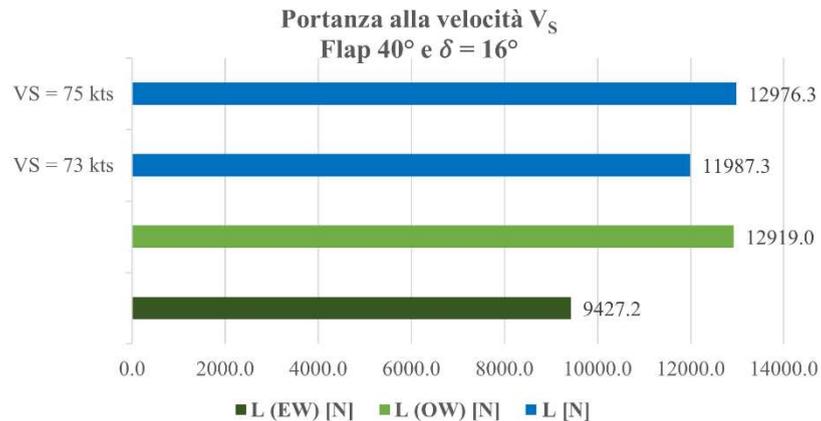


Grafico 7.12: Portanza a diverse velocità V_S (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)

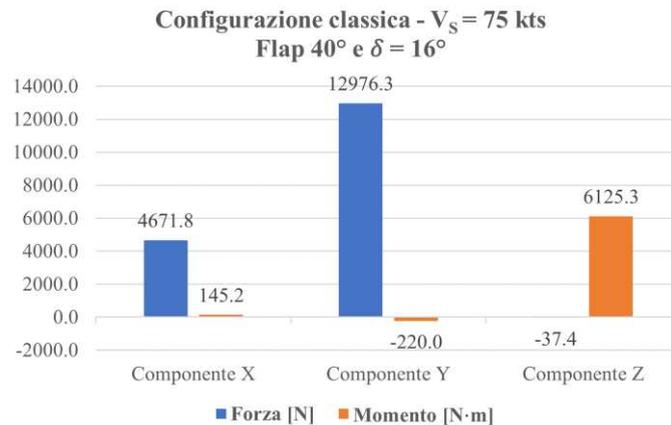


Grafico 7.13: Forze e momenti configurazione classica ($V_S=75 \text{ kts}$)

Il requisito di portanza relativo alla configurata OW viene ora soddisfatto. Inoltre dalla relazione (7.7) si ottengono i nuovi parametri di volo relativi alla configurazione *Stall Speed*:

Stall Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VS}	N	12 976.3

Tabella 7.9: Portanza configurazione classica ($V_S=75 \text{ kts}$)

Triangolo di velocità Stall Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
α_S	°	15
V_S	<i>kts</i>	75
$V_{B.C.}$	<i>kts</i>	77.65

Tabella 7.10: Triangolo di velocità Stall Speed ($V_S=75$ kts)

7.1.4 Stall Speed con carrello estratto

La condizione di volo di *Stall Speed* viene analizzata anche nel caso in cui il carrello retrattile del velivolo sia estratto, in modo tale da poter simulare un'operazione di atterraggio in condizioni di emergenza.

I parametri di volo iniziali relativi alla configurazione *Stall Speed* con carrello estratto sono gli stessi del caso in cui il carrello sia retratto.

Stall Speed (carrello estratto)		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_S	<i>kts</i>	75
α_S	°	15

Tabella 7.11: Parametri di volo per la condizione *Stall Speed* con carrello estratto

7.1.4.1 Risultati

La presenza del carrello modifica le caratteristiche di volo dell'aeromobile e riduce la portanza ad un valore insufficiente per il sostentamento del velivolo nella condizione OW.

Anche in questo caso la velocità di volo deve essere aumentata, pertanto si effettuano diverse simulazioni per verificare quale sia la velocità di stallo V_S più appropriata per soddisfare il requisito di portanza imposto.

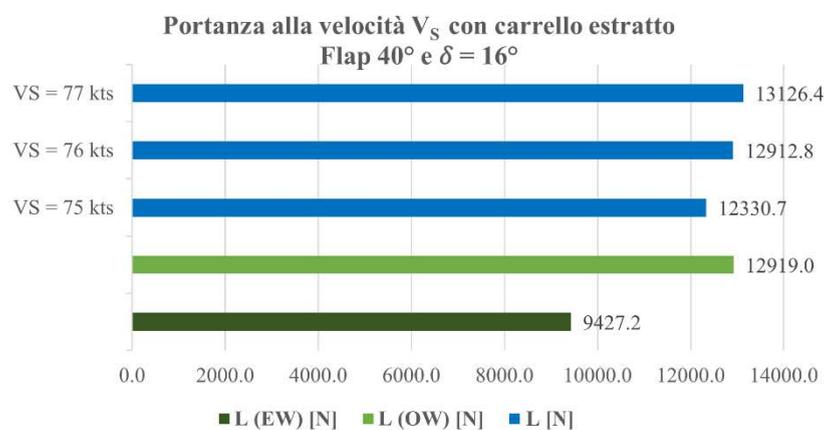


Grafico 7.14: Portanza con carrello estratto a diverse velocità V_S (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)

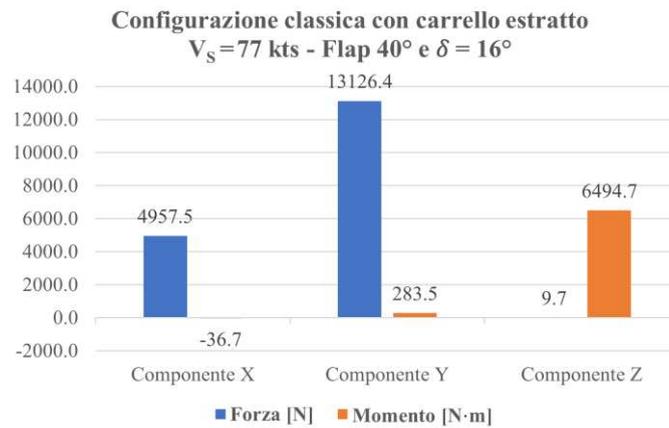


Grafico 7.15: Forze e momenti configurazione classica con carrello estratto ($V_S=77 \text{ kts}$)

Il requisito di portanza relativo alla configurata OW viene soddisfatto per la velocità di stallo $V_S = 77 \text{ kts}$. Inoltre dalla relazione (7.7) si ottengono i nuovi parametri di volo relativi alla configurazione *Stall Speed* con carrello estratto:

Stall Speed (carrello estratto)		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VS}	N	13 126.4

Tabella 7.12: Portanza configurazione classica con carrello estratto ($V_S=77 \text{ kts}$)

Triangolo di velocità Stall Speed (carrello estratto)		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
α_S	$^\circ$	15
V_S	kts	77
$V_{B.C.}$	kts	79.72

Tabella 7.13: Triangolo di velocità Stall Speed con carrello estratto ($V_S=77 \text{ kts}$)

7.2 Configurazione con i radome

In secondo luogo si analizza il velivolo Piper PA32-R300 nella configurazione caratterizzata dalla presenza dei radome installati al di sotto della fusoliera.

L'obiettivo di queste simulazioni è quello di valutare come variano le forze ed i momenti agenti sull'aeromobile rispetto alla configurazione classica, in cui i radome sono assenti.

Così come effettuato per la configurazione classica, anche in questo caso vengono riportati i risultati numerici ottenuti attraverso le simulazioni CFD in termini di:

1. Forze e momenti agenti sull'aeromobile valutati per il velivolo configurato con l'angolo dello stabilizzatore pari a $\delta = 0^\circ$.
2. Portanza del velivolo quando l'angolo dello stabilizzatore è pari a $\delta = 0^\circ$.
3. Correzione dell'angolo dell'equilibratore necessaria a raggiungere la condizione di volo orizzontale livellato.
4. Forze e momenti agenti sull'aeromobile valutati per il velivolo configurato con l'angolo dello stabilizzatore pari a $\delta = \delta_{TRIM}$.
5. Portanza del velivolo quando l'angolo dello stabilizzatore è pari a $\delta = \delta_{TRIM}$.

Inoltre in questo caso vengono riportate anche le forze agenti sui due radome, poiché da queste si ricava l'effetto complessivo di tali elementi sull'involucro di volo dell'aeromobile ed i requisiti strutturali che essi devono soddisfare.

Di particolare interesse risulta essere la valutazione di come si modifichi il momento attorno all'*asse body laterale* (asse z) del velivolo a causa della presenza dei radome, in quanto la rotazione rispetto a tale asse è responsabile della stabilità statica longitudinale del velivolo.

A tal proposito anche in questo caso attraverso la relazione (7.5) è stata calcolata la correzione da fornire all'angolo dell'equilibratore necessaria a raggiungere la condizione di volo orizzontale livellato.

7.2.1 Mesh refinement

Dovendo simulare il modello del velivolo con i radome installati ed essendo questi ultimi gli oggetti principali dello studio, risulta utile infittire la griglia di calcolo nei pressi delle regioni da essi occupate.

La limitazione relativa al numero di elementi utilizzabili per discretizzare il modello tuttavia non permette ulteriori raffinamenti della mesh, in quanto le dimensioni della griglia utilizzata sono già tali da risultare di poco inferiori al limite massimo.

Si decide pertanto, essendo il modello dell'aeromobile simmetrico, di dividere a metà il dominio

di calcolo lungo l'asse longitudinale del velivolo e di raddoppiare successivamente i risultati ottenuti in modo tale da ottenere i valori di forze e momenti complessivi.

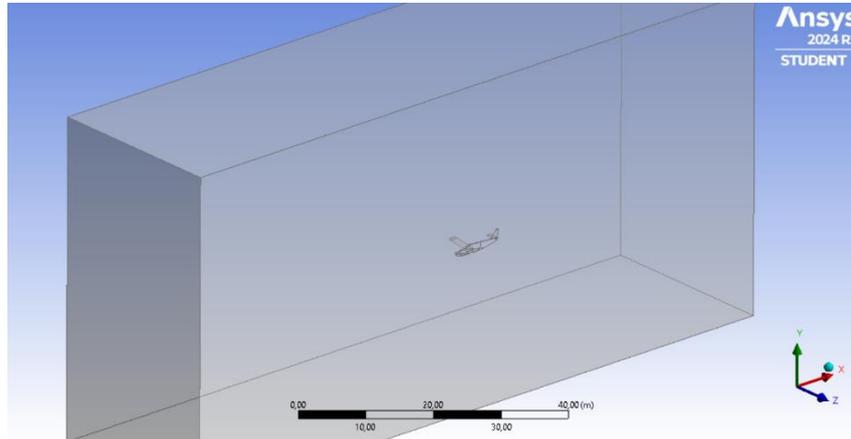


Figura 7.6: Metà dominio Piper PA32-R300

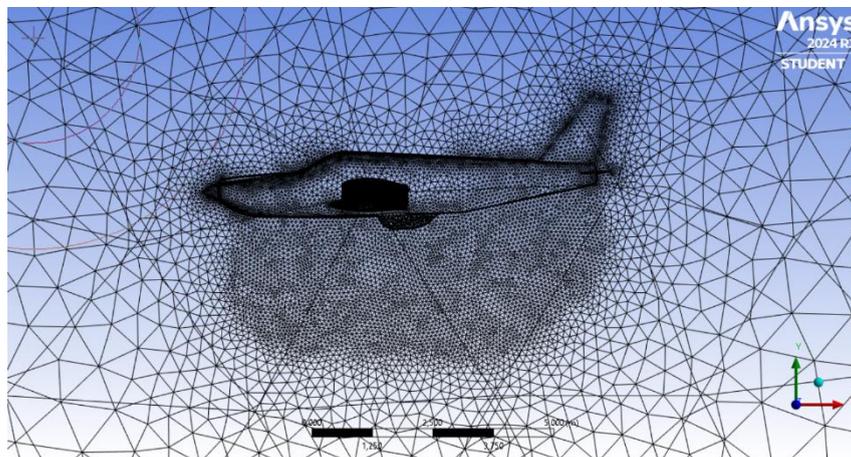


Figura 7.7: Mesh refinement Piper PA32-R300

Questa tecnica di simulazione CFD è molto utilizzata su modelli simmetrici in quanto permette, a parità di caratteristiche della griglia, di ridurre le dimensioni del dominio di calcolo e di ottimizzare dunque il costo computazionale dell'intera simulazione.

In questo caso specifico tuttavia, nonostante sia presente un maggior raffinamento nella regione occupata dai radome, l'utilizzo di questo metodo potrebbe non essere totalmente rappresentativo di ciò che accade al vero.

I radome infatti sono collocati in posizione molto ravvicinata tra loro, perciò i campi di moto che si generano dall'interazione della corrente fluida con i radome stessi interferiscono in maniera più o meno accentuata l'uno con l'altro.

Dividendo a metà il dominio di calcolo questa interazione potrebbe essere valutata in maniera

limitata o distorta.

Sulla base di queste considerazioni e dato anche il fatto che questo metodo non sia comunque applicabile nel caso in cui sia presente del vento laterale (in quanto la simulazione non sarebbe simmetrica), si decide di riportare ugualmente i risultati derivanti dall'applicazione di questa tecnica ma si preferisce considerare, per il proseguo della trattazione, i risultati derivanti dalle simulazioni effettuate sull'intero dominio.

Al fine di poter affermare il fatto che questo modo di operare sia affidabile, verrà illustrato come l'errore percentuale commesso nella valutazione dei risultati attraverso le due metodologie di discretizzazione del dominio di calcolo sia sempre inferiore al 5%.

7.2.2 Cruise Speed

Per la condizione di volo di crociera dell'aeromobile in configurazione con i radome installati i parametri di volo sono gli stessi utilizzati per la stessa condizione di volo in configurazione classica.

Cruise Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_C	<i>kts</i>	156
α_C	°	0

Tabella 7.14: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed con radome installati

7.2.2.1 Risultati

Di seguito vengono riportate le tabelle ed i grafici contenenti i risultati numerici ottenuti attraverso le simulazioni CFD.

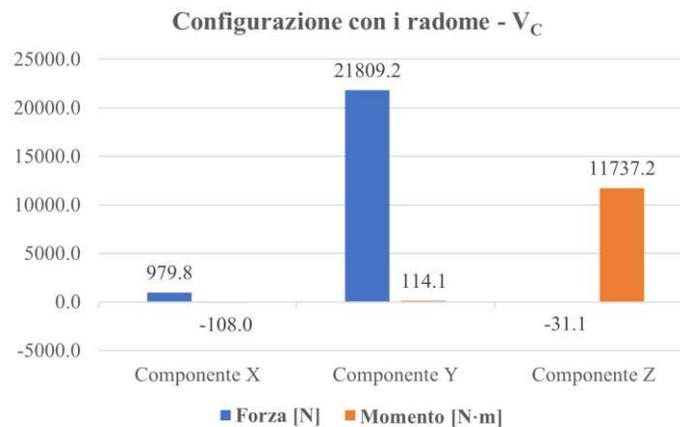


Grafico 7.16: Forze e momenti configurazione con i radome - V_C

Cruise Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	<i>N</i>	12 919
L_{VC}	<i>N</i>	21 809.2

Tabella 7.15: Portanza configurazione con i radome - V_C

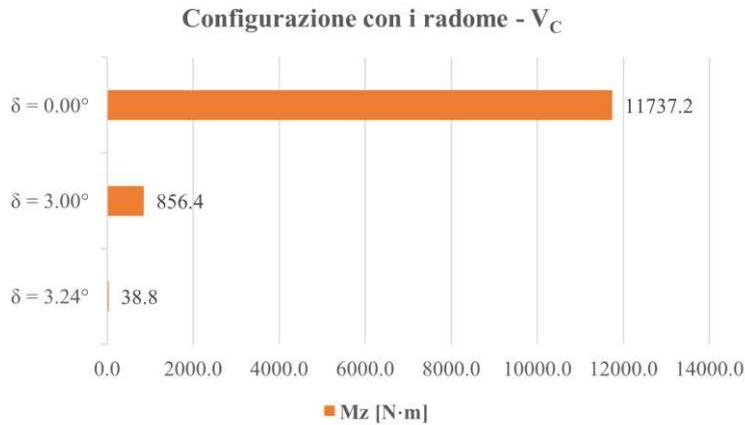


Grafico 7.17: Condizione di equilibrio configurazione con i radome - V_C

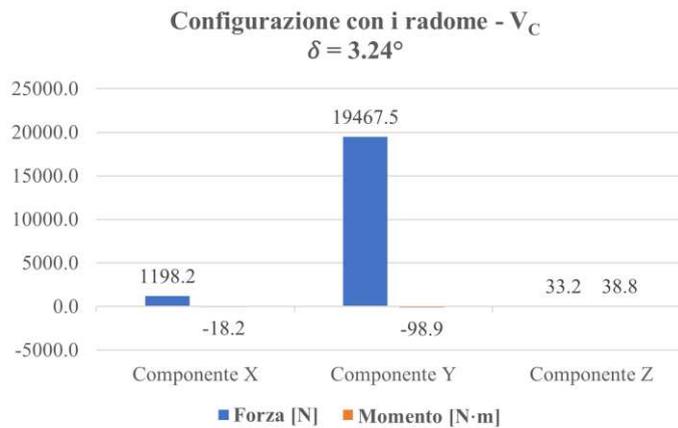


Grafico 7.18: Forze e momenti configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.24^\circ$) - V_C

Cruise Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VC}	N	19 467.5

Tabella 7.16: Portanza configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.24^\circ$) - V_C

Inclinando lo stabilizzatore di un angolo negativo pari a $\delta_{TRIM} = 3.24^\circ$ è possibile riportare l'aeromobile in una condizione di equilibrio longitudinale per la configurazione e la condizione di volo considerate.

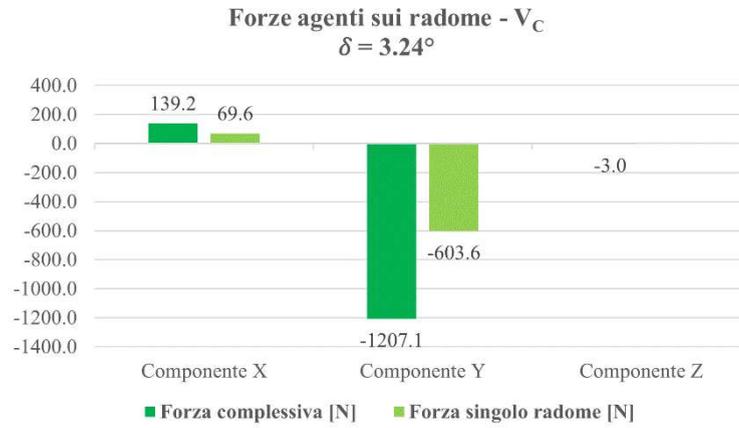


Grafico 7.19: Forze agenti sui radome - V_C

Portanza agente su velivolo e radome				
Cruise speed, $\delta = 3.24^\circ$				
Portanza	Unità di misura	Dominio intero	Metà dominio	Errore %
Velivolo	N	19 467.5	19 467.6	$5.14 \cdot 10^{-4}$
Radome singolo	N	-603.6	-580.9	3.76

Tabella 7.17: Portanza agente su velivolo e radome ($\delta_{TRIM}=3.24^\circ$) - V_C

7.2.2.2 Rappresentazioni grafiche

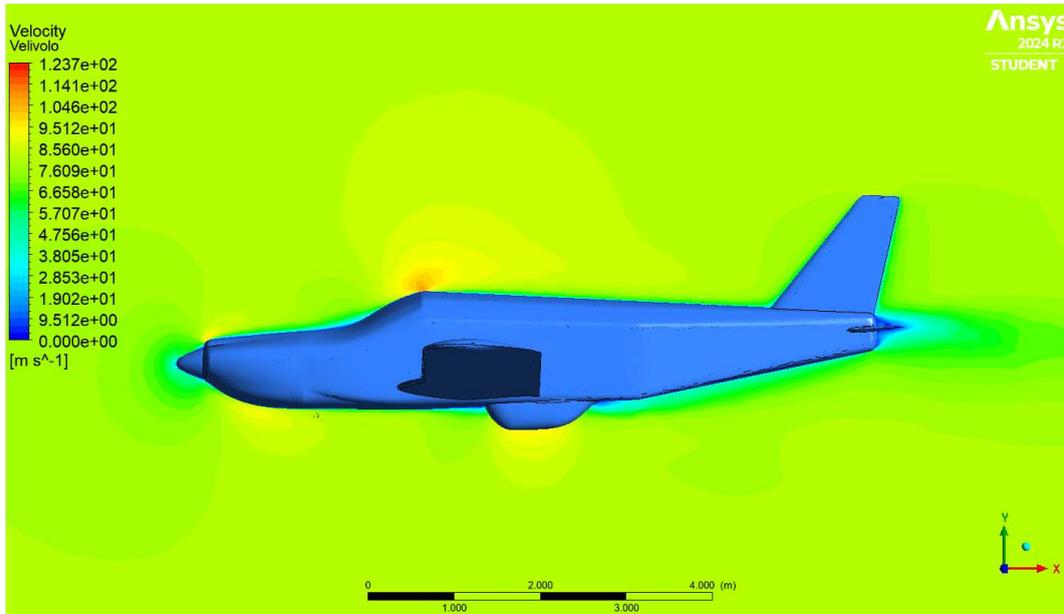


Figura 7.8: Campo di velocità - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)

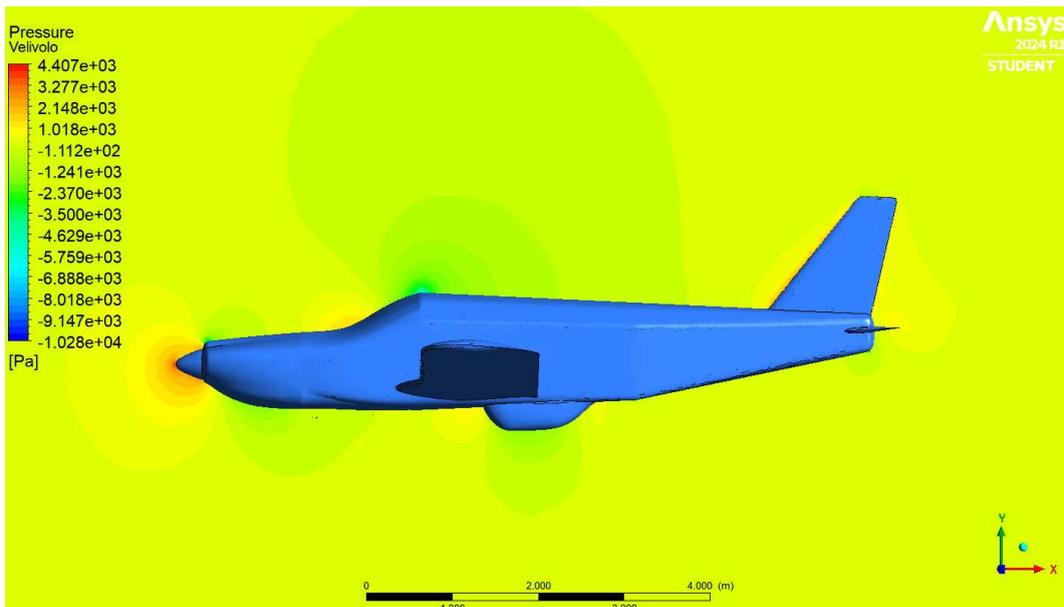


Figura 7.9: Campo di pressione - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)

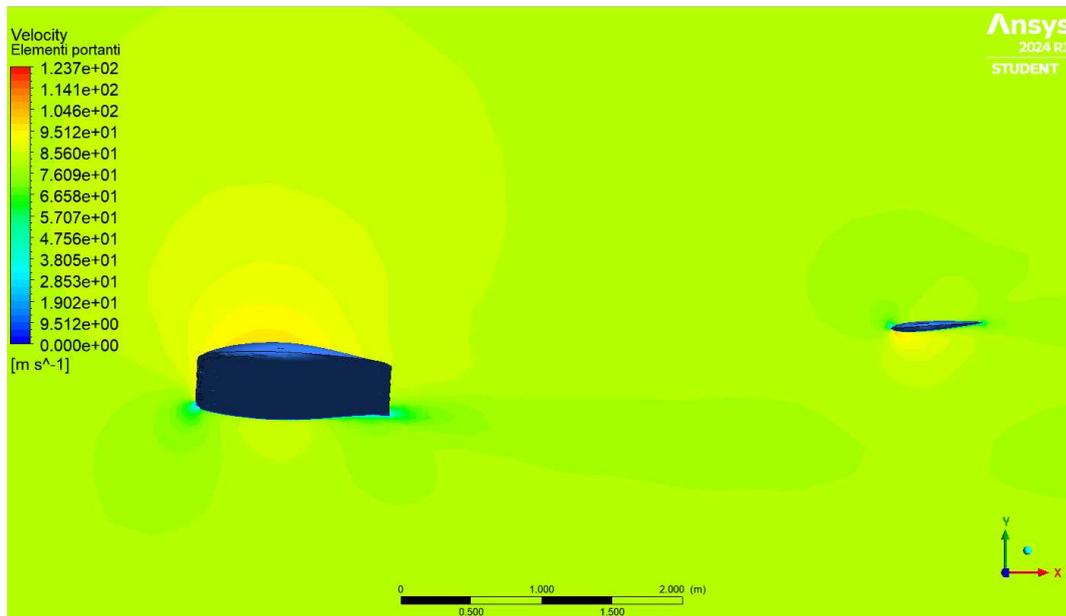


Figura 7.10: Campo di velocità - Elementi portanti del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)

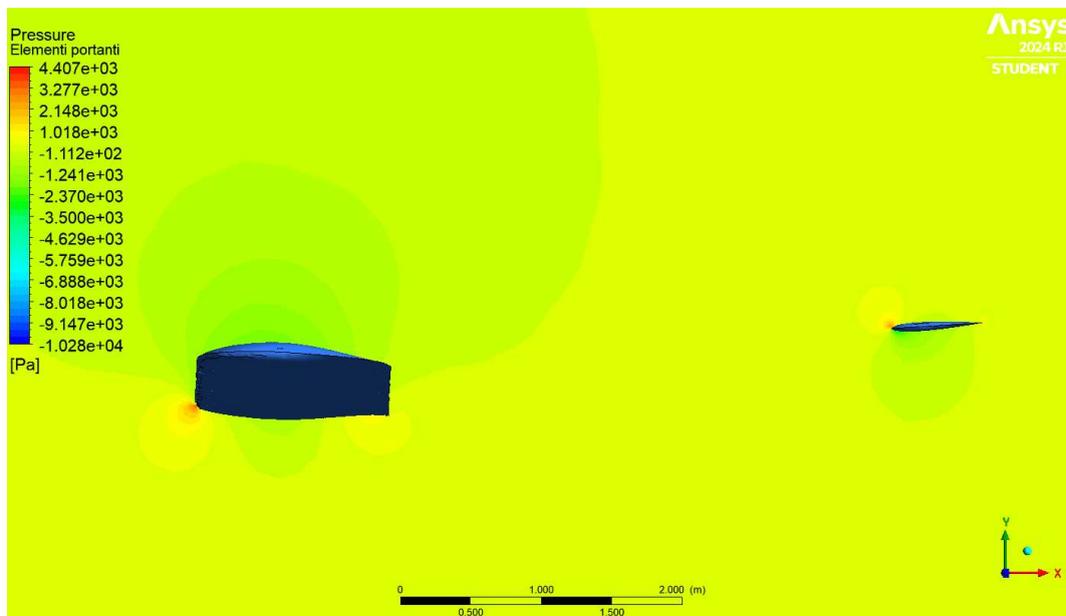


Figura 7.11: Campo di pressione - Elementi portanti del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)

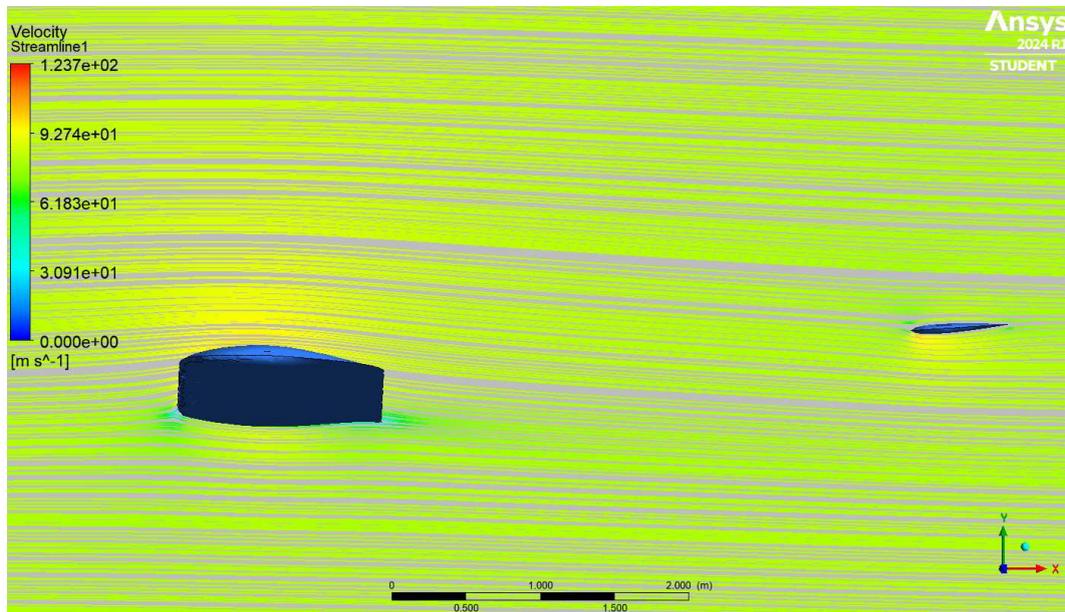


Figura 7.12: Streamlines - Elementi portanti del velivolo Piper PA32-R300 (V_C)

La prua del velivolo è sede di un punto di ristagnazione nell'intorno del quale le pressioni sono elevate e le velocità ridotte.

Il punto di ristagnazione è detto anche punto d'arresto e su di esso agisce la pressione totale p_0 , la massima pressione agente sul corpo immerso nella corrente fluida.

La pressione totale è definita come la pressione che si realizza in corrispondenza di quel punto dove la corrente decelera fino ad arrestarsi isoentropicamente.

L'ala genera la portanza necessaria al sostentamento del velivolo grazie alla geometria aerodinamica del profilo alare che suddivide la corrente fluida incidente in una componente dorsale ed una componente ventrale, le quali sono responsabili di una differenza di pressione che genera una forza diretta verso l'alto.

In particolare sul ventre del profilo si forma una zona di sovrappressione caratterizzata da velocità del flusso inferiori, mentre sul dorso del profilo ha luogo una zona di depressione caratterizzata da velocità più elevate.

Laddove il flusso accelera il gradiente di pressione è detto favorevole ($dp/dx < 0$), quando il flusso decelera il gradiente di pressione si dice avverso ($dp/dx > 0$).

Le stesse considerazioni effettuate per l'ala valgono anche per gli impennaggi di coda.

Il comportamento antitetico di pressione e velocità è descritto dalla relazione di Bernoulli (sotto l'ipotesi di flusso incompressibile).

$$p_0 = p + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = \text{cost lungo una linea di corrente} \quad (7.8)$$

dove:

- p_0 → pressione totale.
- p → pressione statica.
- $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ → pressione dinamica.

Pertanto all'aumentare della pressione statica p la velocità della corrente fluida V diminuisce (e viceversa).

La pressione viene valutata come quantità relativa misurata rispetto alla pressione atmosferica. La somma delle due quantità restituisce la pressione assoluta.

$$p_{\text{assoluta}} = p_{\text{relativa}} + p_{\text{atmosferica}} \quad (7.9)$$

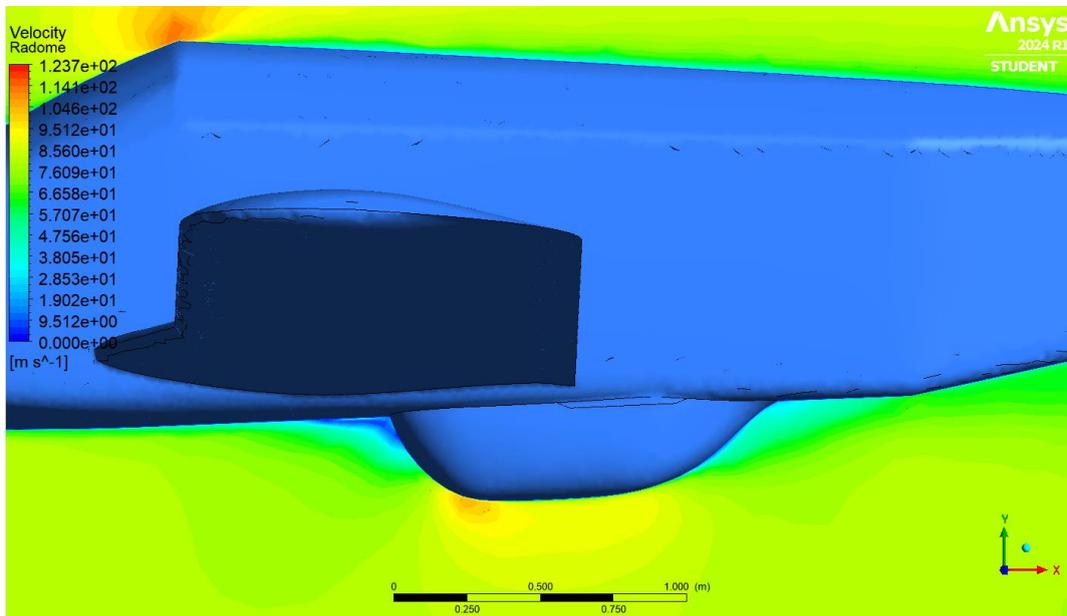


Figura 7.13: Campo di velocità - Radome (V_C)

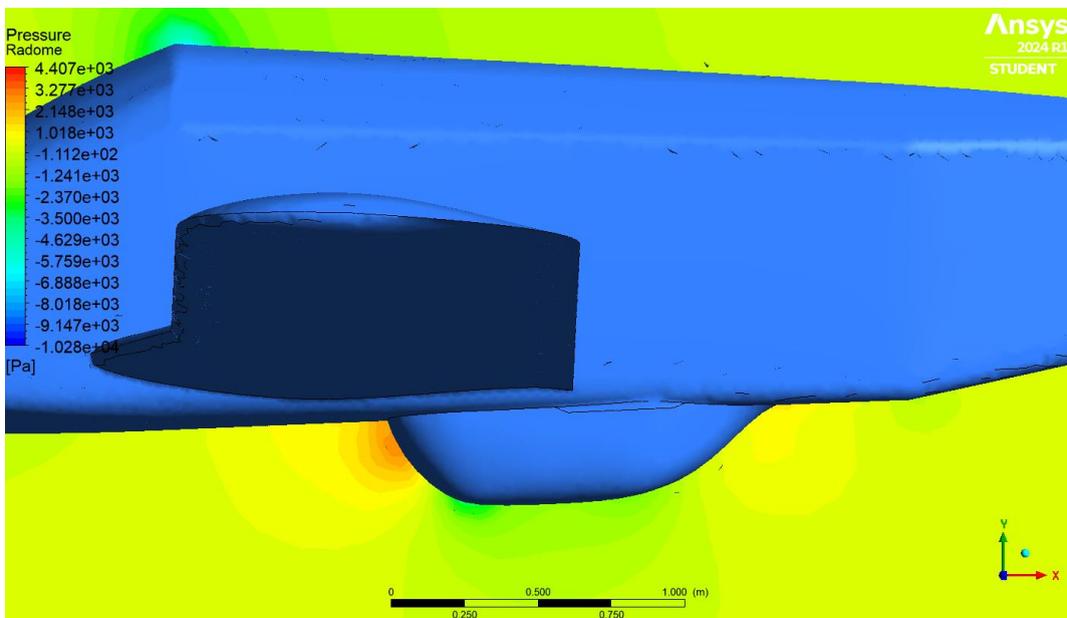


Figura 7.14: Campo di pressione - Radome (V_C)

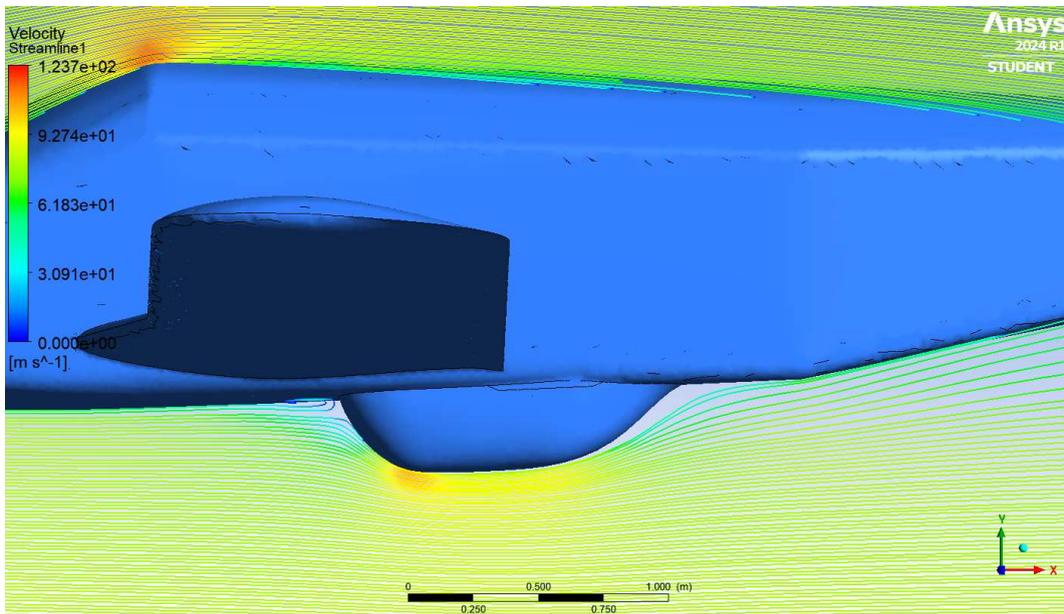


Figura 7.15: Streamlines - Radome (V_C)

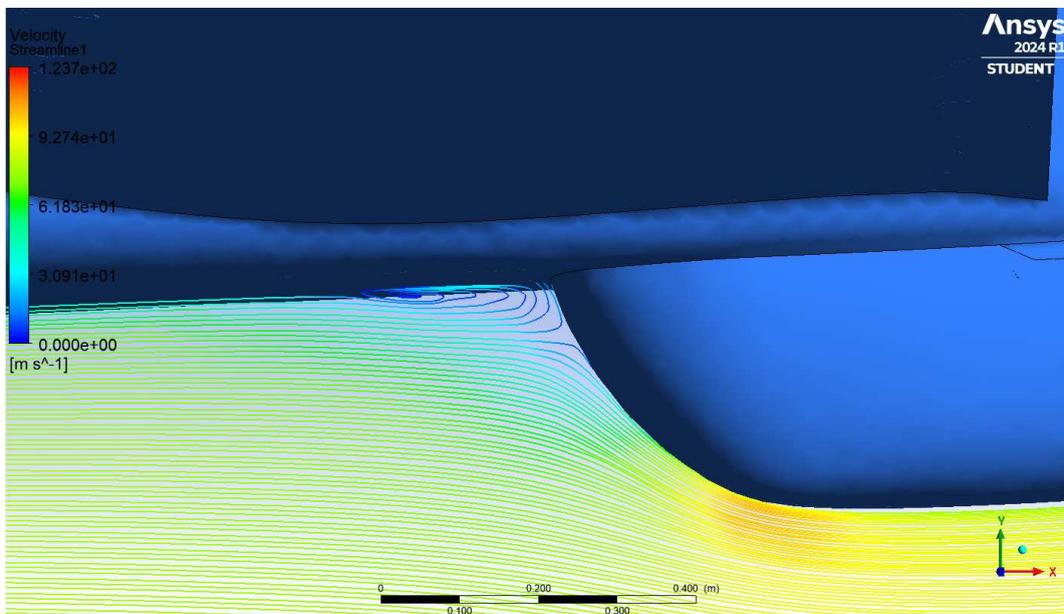


Figura 7.16: Streamlines - Radome (dettaglio faccia anteriore, V_C)

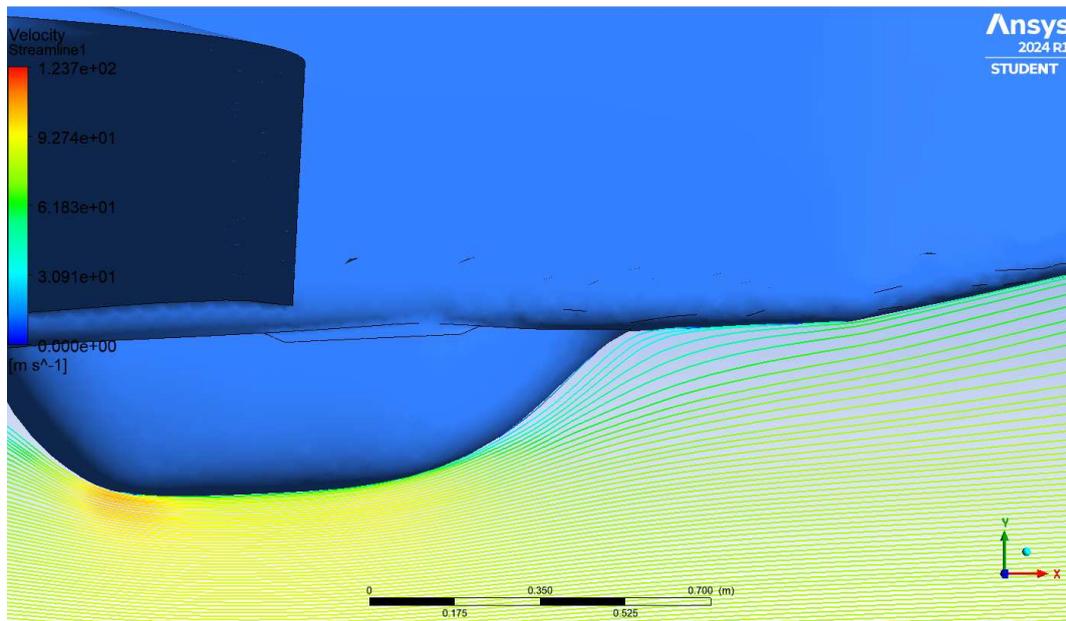


Figura 7.17: Streamlines - Radome (dettaglio faccia posteriore, V_C)

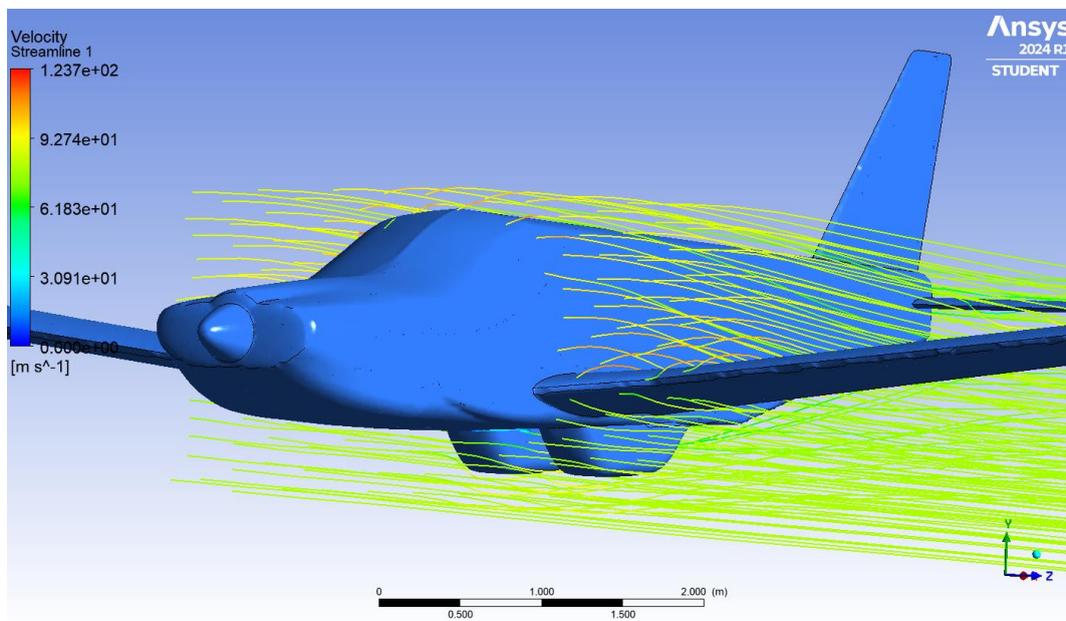


Figura 7.18: Streamlines - Velivolo Piper PA32-R300 con radome (V_C)

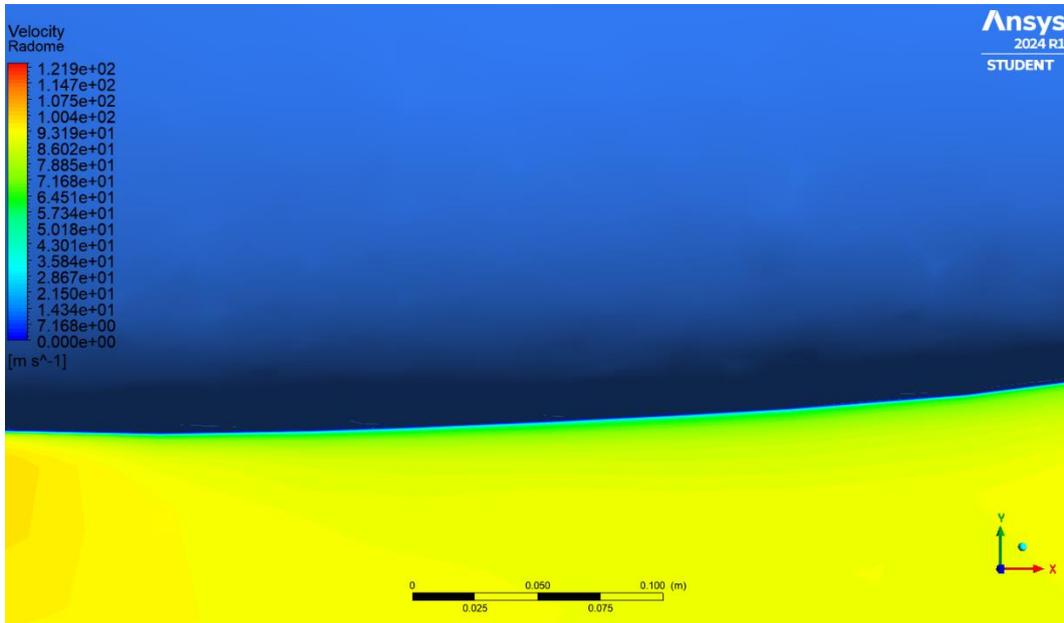


Figura 7.19: Campo di velocità - Radome (dettaglio strato limite, V_C)

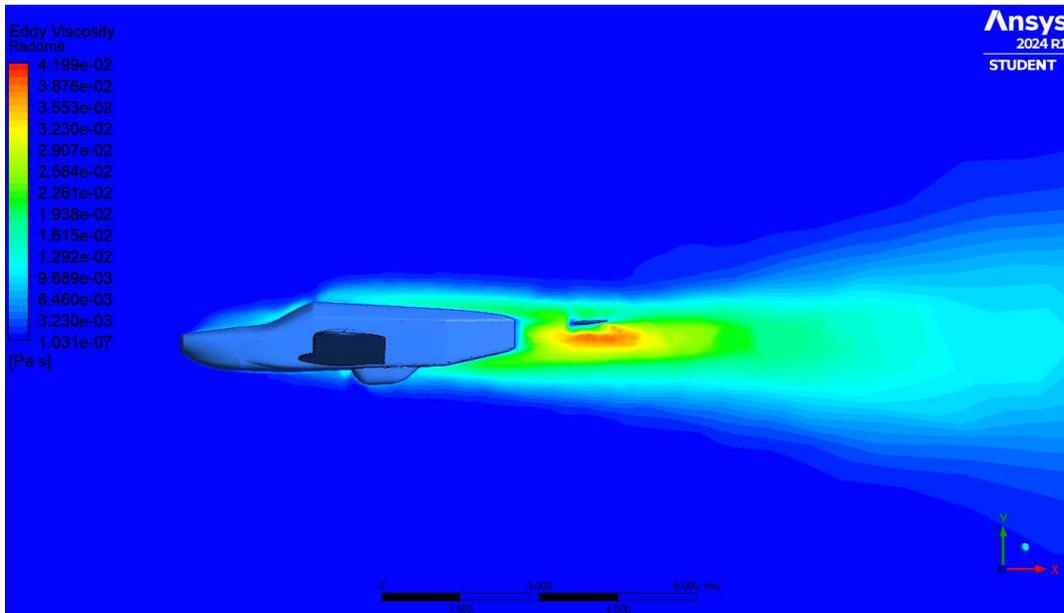


Figura 7.20: Campo di viscosità turbolenta - Velivolo Piper PA32-R300 (V_C)

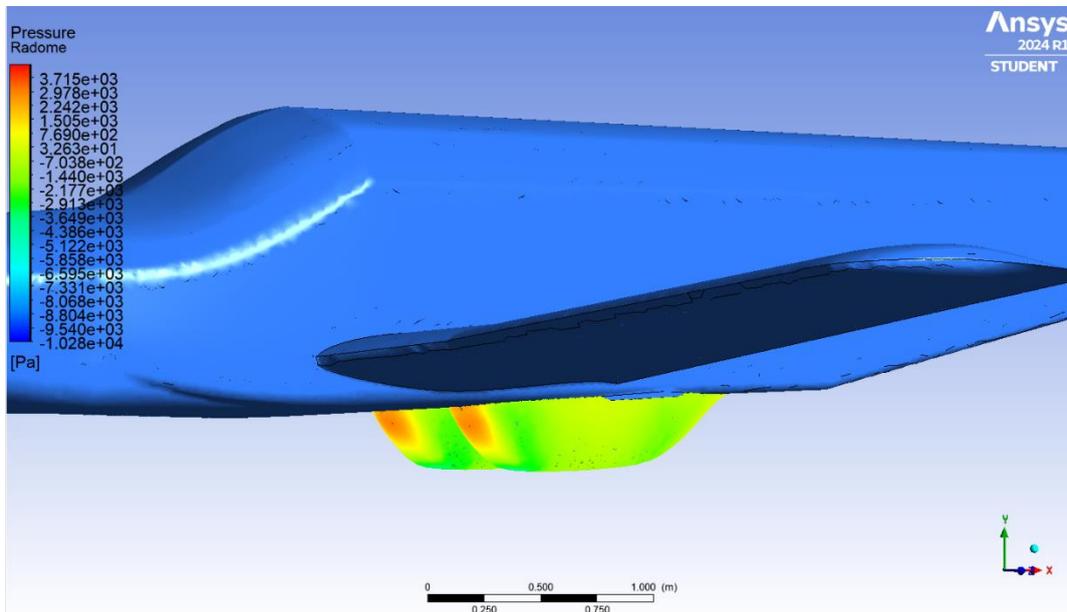


Figura 7.21: Pressione agente sui radome (V_C)

Dall'analisi dei campi di velocità e di pressione in corrispondenza della regione inferiore della fusoliera si nota come, nei pressi della faccia anteriore del radome, il flusso subisca un forte rallentamento associato ad un elevato aumento di pressione. Questo è dovuto all'impatto frontale della corrente fluida con il radome.

A causa ciò in tale zona si forma una bolla di ricircolo subsonica.

Dopo l'impatto con il radome il flusso procede lungo la faccia anteriore dello stesso ed aumenta la sua velocità fino a raggiungere il suo valore massimo in corrispondenza del primo elemento di raccordo.

Successivamente la corrente fluida rallenta fino a raggiungere la parte posteriore del radome, dove le velocità sono molto basse e presumibilmente si trova una zona di ricircolo.

In corrispondenza della parete è possibile osservare la presenza dello strato limite e della relativa condizione di aderenza (o condizione di *non-slip*).

La condizione di *non-slip* garantisce che la velocità tangenziale del fluido a contatto con una parete solida sia nulla, pertanto il fluido aderisce alla parete e si muove con la sua stessa velocità.

Risulta significativo inoltre osservare il campo di moto generatosi nell'intorno del velivolo in termini di viscosità turbolenta (*eddy viscosity*).

La viscosità turbolenta è un parametro che viene utilizzato per modellare il trasporto di quantità di moto da parte dei vortici (*eddies*) generati dalle fluttuazioni di velocità presenti in un flusso turbolento.

In questo caso particolare la turbolenza viene calcolata attraverso il già illustrato modello RANS SST $k - \omega$ turbulence.

Nei pressi del radome la viscosità turbolenta è molto bassa ma inizia ad aumentare nella parte posteriore dell'elemento.

La turbolenza aumenta in corrispondenza delle discontinuità geometriche della fusoliera del velivolo ed il massimo valore si verifica nelle immediate vicinanze della coda dell'aeromobile.

7.2.3 Never-Exceed Speed

Per la condizione di volo di *Never-Exceed Speed* dell'aeromobile in configurazione con i radome installati i parametri di volo sono gli stessi utilizzati per la stessa condizione di volo in configurazione classica.

Never-Exceed Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_{NE}	<i>kts</i>	188
α_{NE}	°	0

Tabella 7.18: Parametri di volo per la condizione *Never-Exceed Speed* con radome installati

7.2.3.1 Risultati

Di seguito vengono riportate le tabelle ed i grafici contenenti i risultati numerici ottenuti attraverso le simulazioni CFD.

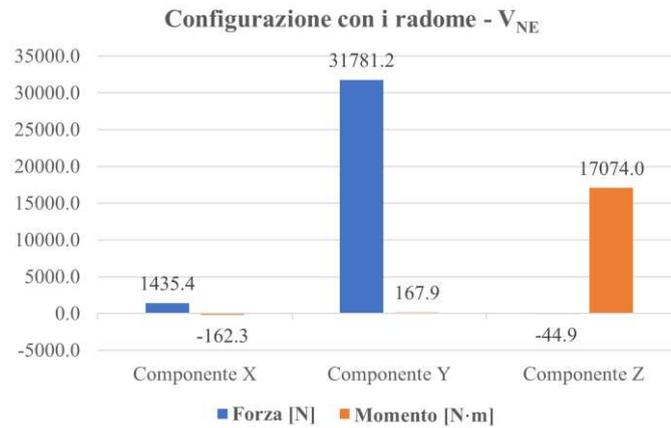


Grafico 7.20: Forze e momenti configurazione con i radome - V_{NE}

Never-Exceed Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	<i>N</i>	12 919
L_{VNE}	<i>N</i>	31 781.2

Tabella 7.19: Portanza configurazione con i radome - V_{NE}

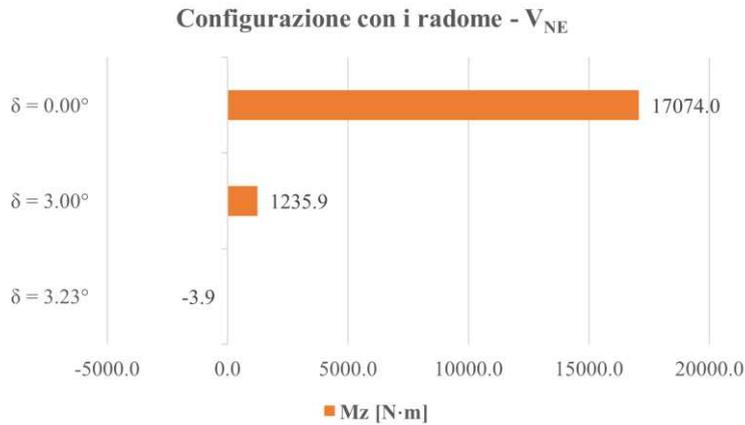


Grafico 7.21: Condizione di equilibrio configurazione con i radome - V_{NE}

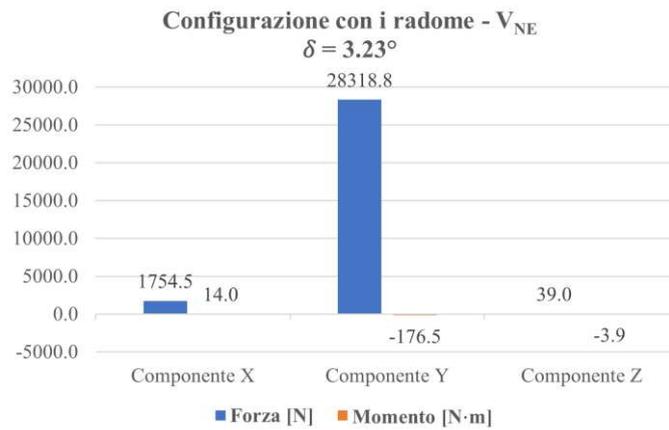


Grafico 7.22: Forze e momenti configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.23^\circ$) - V_{NE}

Never-Exceed Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VNE}	N	28 318.8

Tabella 7.20: Portanza configurazione con i radome ($\delta_{TRIM}=3.23^\circ$) - V_{NE}

Inclinando lo stabilizzatore di un angolo negativo pari a $\delta_{TRIM} = 3.23^\circ$ è possibile riportare l'aeromobile in una condizione di equilibrio longitudinale per la configurazione e la condizione di volo considerate.

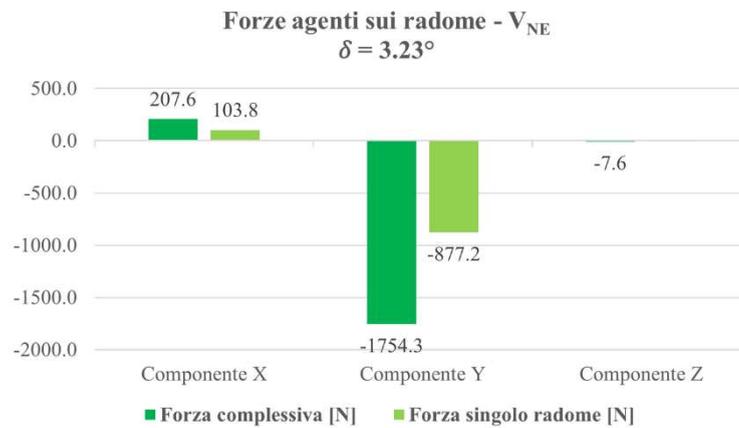


Grafico 7.23: Forze agenti sui radome - V_{NE}

Portanza agente su velivolo e radome				
Never-Exceed speed, $\delta = 3.23^\circ$				
Portanza	Unità di misura	Dominio intero	Metà dominio	Errore %
Velivolo	N	28 318.8	28 362.4	0.154
Radome singolo	N	-877.2	-845.2	3.65

Tabella 7.21: Portanza agente su velivolo e radome ($\delta_{TRIM}=3.23^\circ$) - V_{NE}

7.2.3.2 Rappresentazioni grafiche

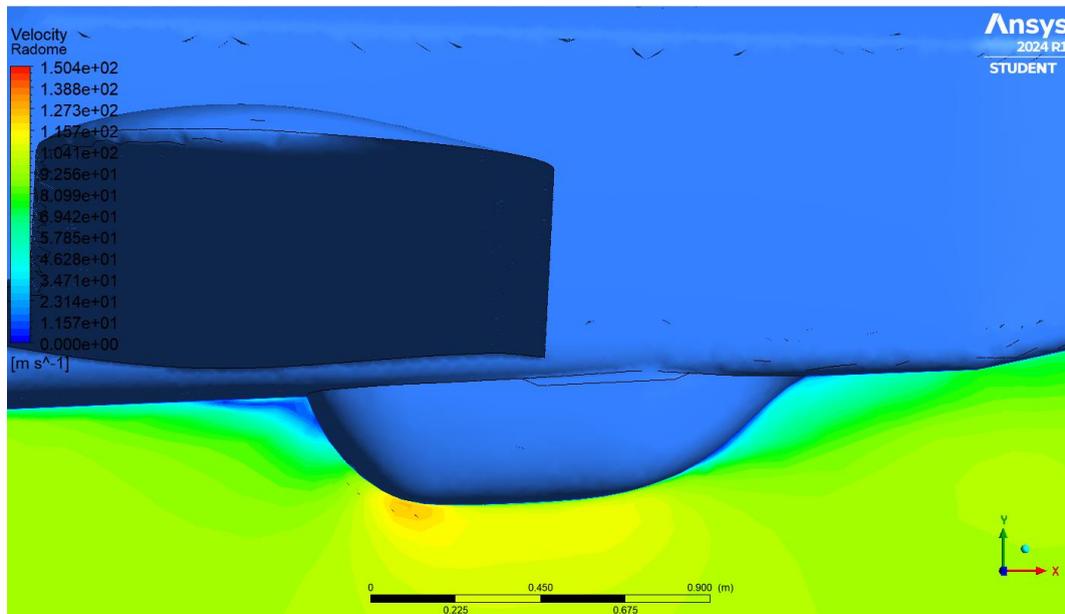


Figura 7.22: Campo di velocità - Radome (V_{NE})

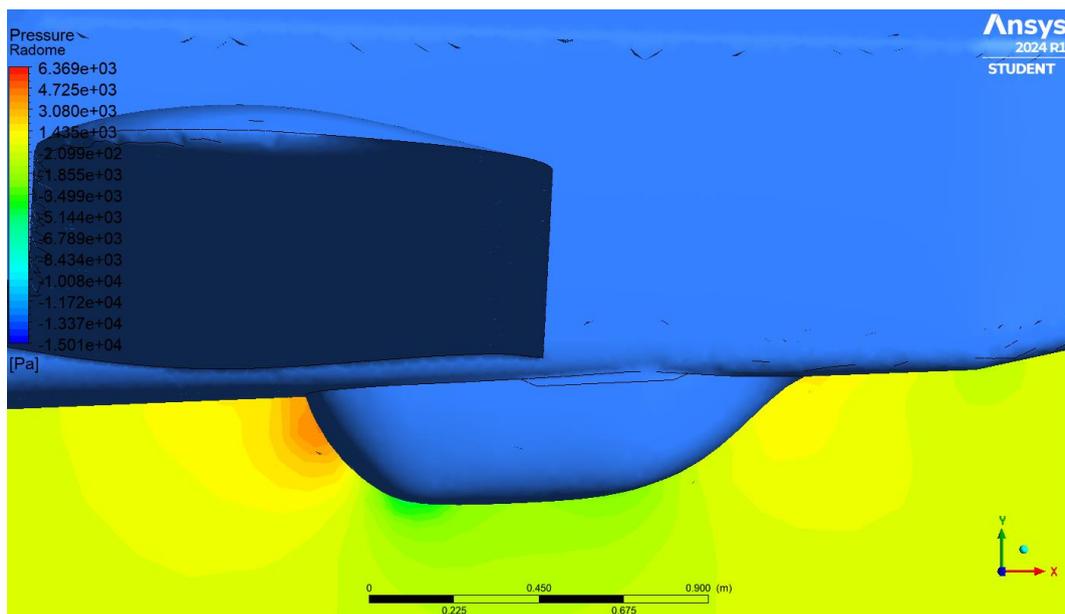


Figura 7.23: Campo di pressione - Radome (V_{NE})

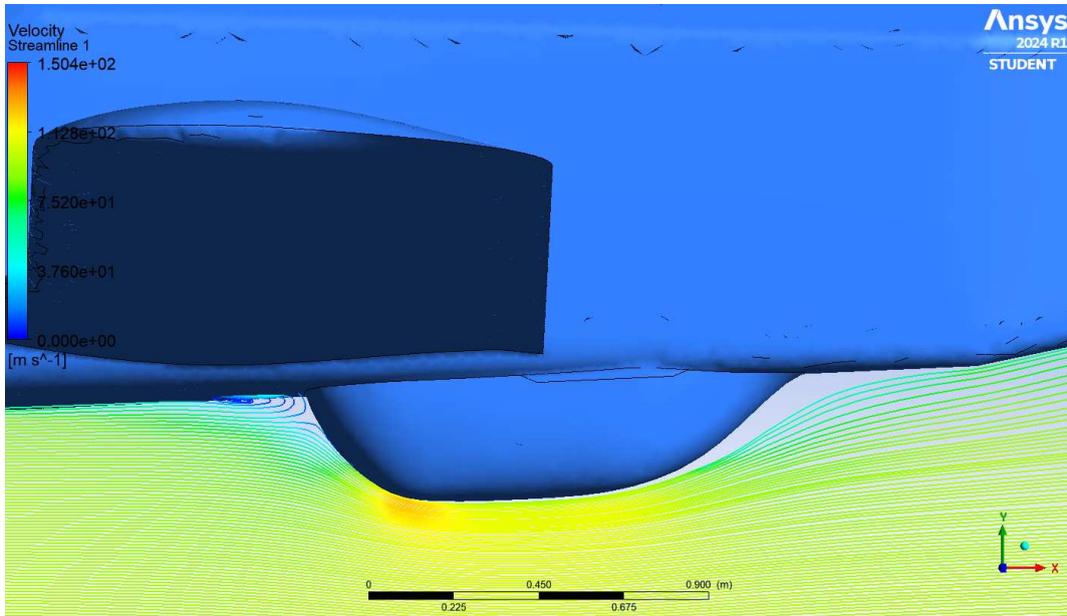


Figura 7.24: Streamlines - Radome (V_{NE})

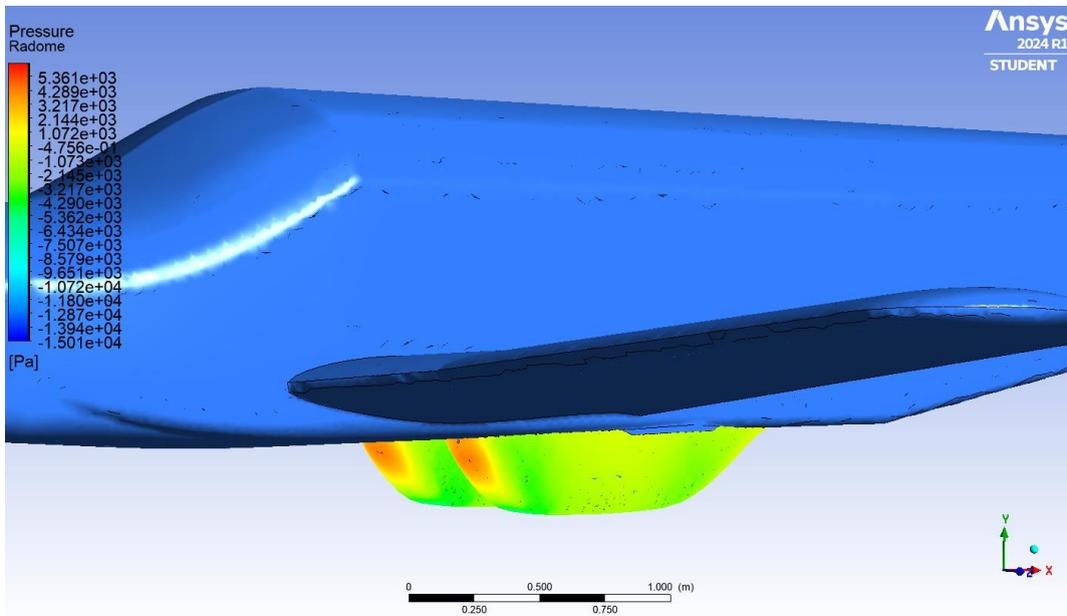


Figura 7.25: Pressione agente sui radome (V_{NE})

Nel caso in cui la velocità di volo dell'aeromobile sia pari alla *Never-Exceed Speed*, i campi di pressione e di velocità nell'intorno della regione in cui sono presenti i radome sono qualitativamente simili a quelli già visti per la velocità di volo di crociera.

La differenza con il caso precedente risiede nell'aumento quantitativo generalizzato dei valori di velocità e di pressione.

Inoltre la bolla di ricircolo subsonica antecedente al radome tende ad aumentare le sue dimensioni.

7.2.4 Stall Speed

Per la condizione di volo di stallo la configurazione del velivolo ed i parametri di volo considerati sono quelli derivanti dalla trattazione valida per la stessa condizione di volo in configurazione classica (*Paragrafo 7.1.3*).

I *flap* sono estesi a 40° e l'angolo di inclinazione dello stabilizzatore è $\delta_{TRIM} = 16^\circ$.

Stall Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_S	<i>kts</i>	75
α_S	$^\circ$	15

Tabella 7.22: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed con i radome installati

7.2.4.1 Risultati

Di seguito vengono riportate le tabelle ed i grafici contenenti i risultati numerici ottenuti attraverso le simulazioni CFD.

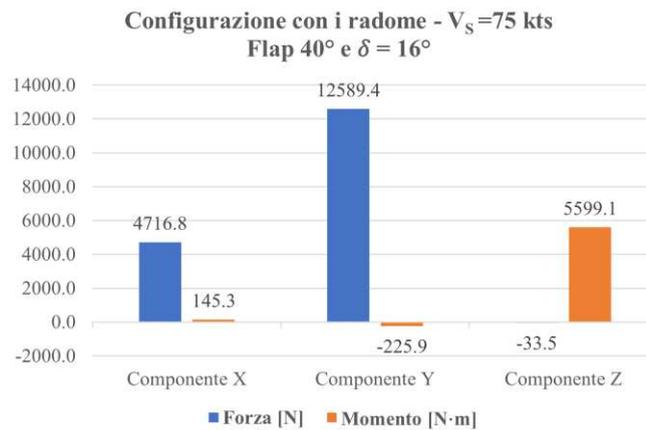


Grafico 7.24: Forze e momenti configurazione con i radome ($V_S = 75$ kts)

L'effetto deportante dei radome è responsabile di una diminuzione complessiva della portanza agente sul velivolo, la quale scende al di sotto il requisito di OW.

È quindi necessario aumentare la velocità di stallo al valore $V_S = 77$ kts per garantire la portanza L_{OW} richiesta.

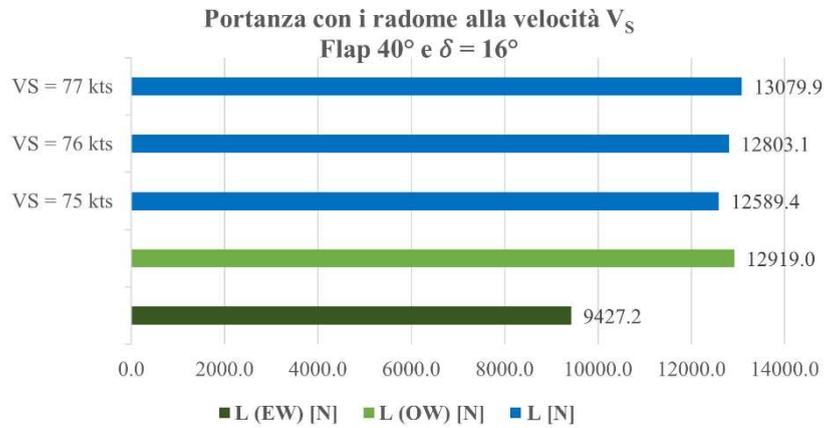


Grafico 7.25: Portanza a diverse velocità V_S configurazione con i radome (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)

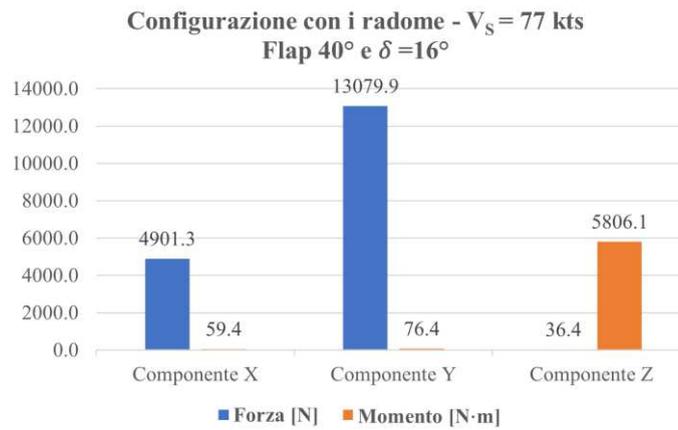


Grafico 7.26: Forze e momenti configurazione con i radome ($V_S=77$ kts)

Stall Speed		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{V_S}	N	13 079.9

Tabella 7.23: Portanza configurazione con i radome ($V_S=77$ kts)

Triangolo di velocità Stall Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
α_S	°	15
V_S	kts	77
$V_{B.C.}$	kts	79.72

Tabella 7.24: Triangolo di velocità Stall Speed configurazione con i radome ($V_S=77$ kts)

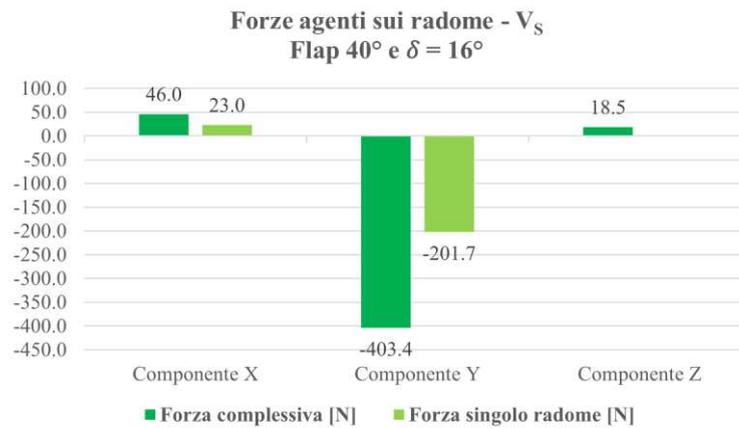


Grafico 7.27: Forze agenti sui radome - V_S

Portanza agente su velivolo e radome				
Stall speed, $\delta=16^\circ$				
Portanza	Unità di misura	Dominio intero	Metà dominio	Errore %
Velivolo	N	13 079.9	12 729.9	2.68
Radome singolo	N	-201.7	-198.8	1.42

Tabella 7.25: Portanza agente su velivolo e radome ($\delta_{TRIM}=16^\circ$) - V_S

7.2.4.2 Rappresentazioni grafiche

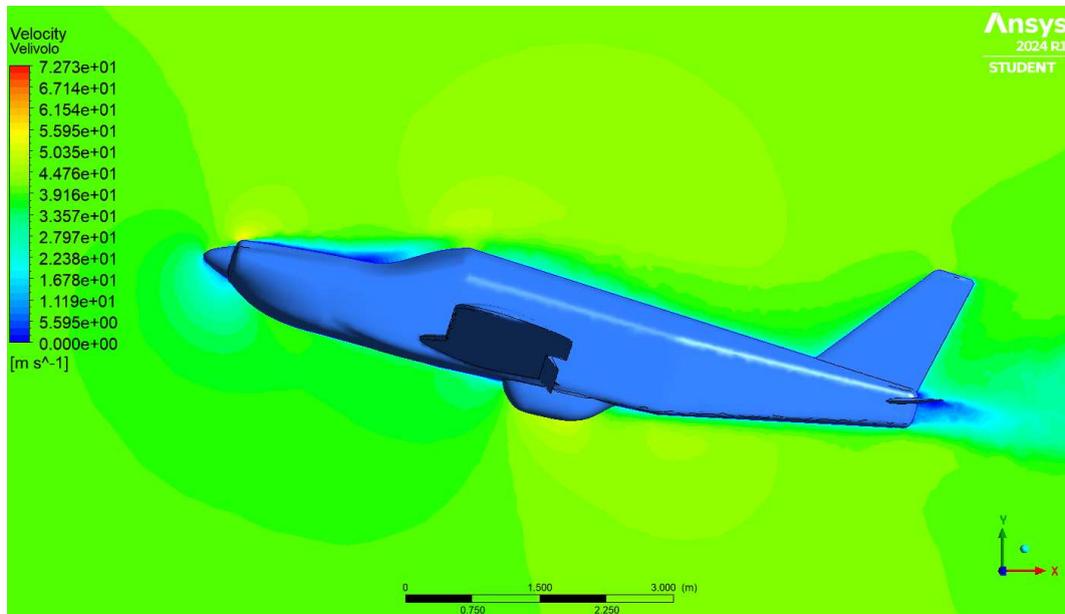


Figura 7.26: Campo di velocità - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_S)

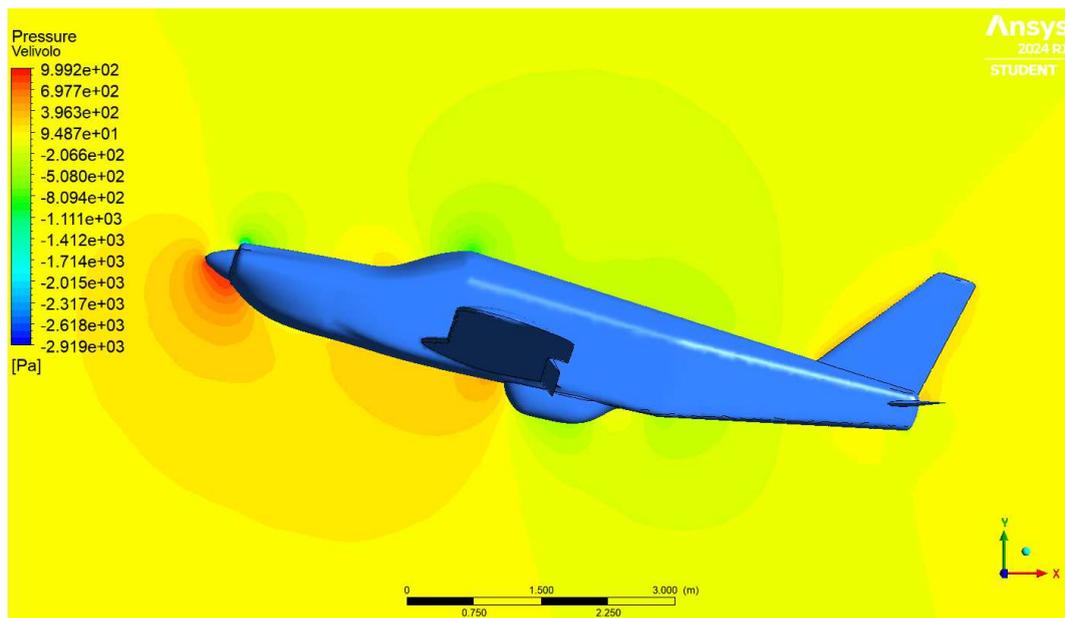


Figura 7.27: Campo di pressione - Piano di mezzeria del velivolo Piper PA32-R300 (V_S)

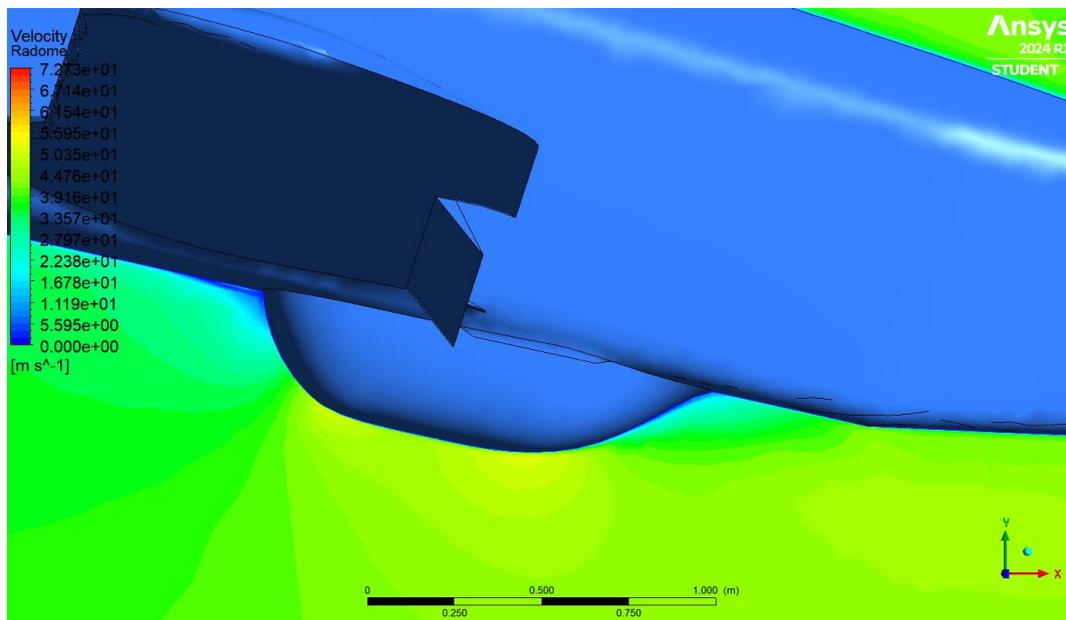


Figura 7.28: Campo di velocità - Radome (V_S)

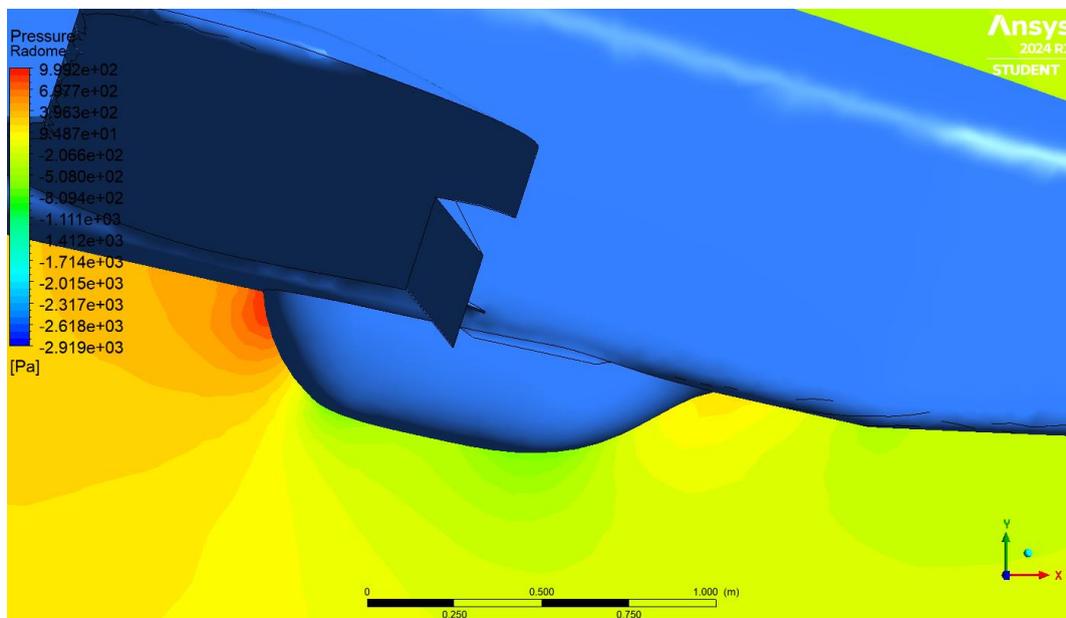


Figura 7.29: Campo di pressione - Radome (V_S)

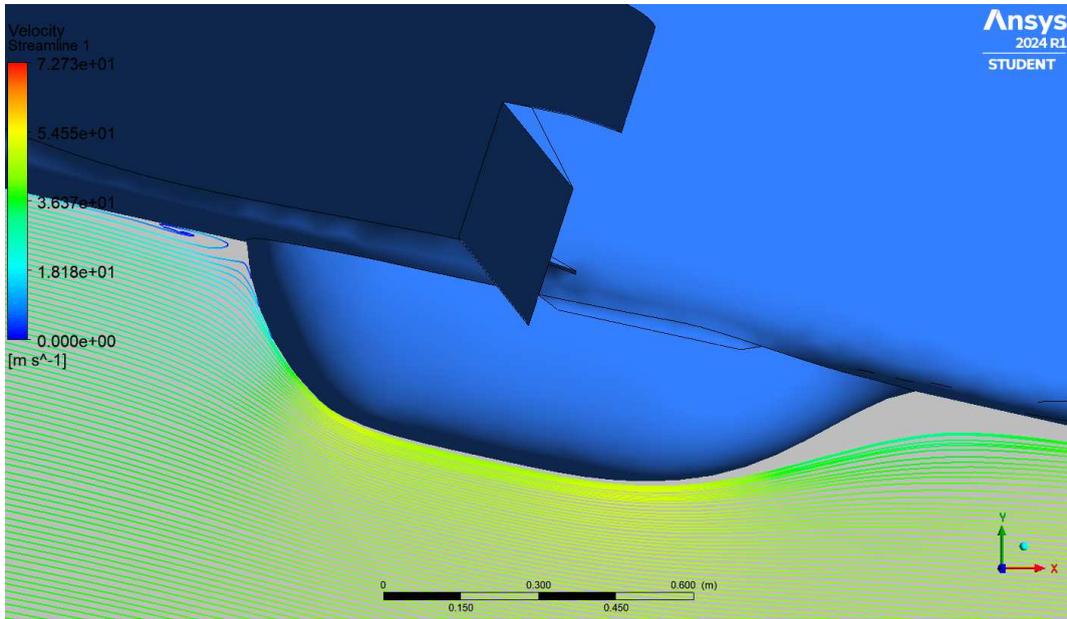


Figura 7.30: Streamlines - Radome (V_S)

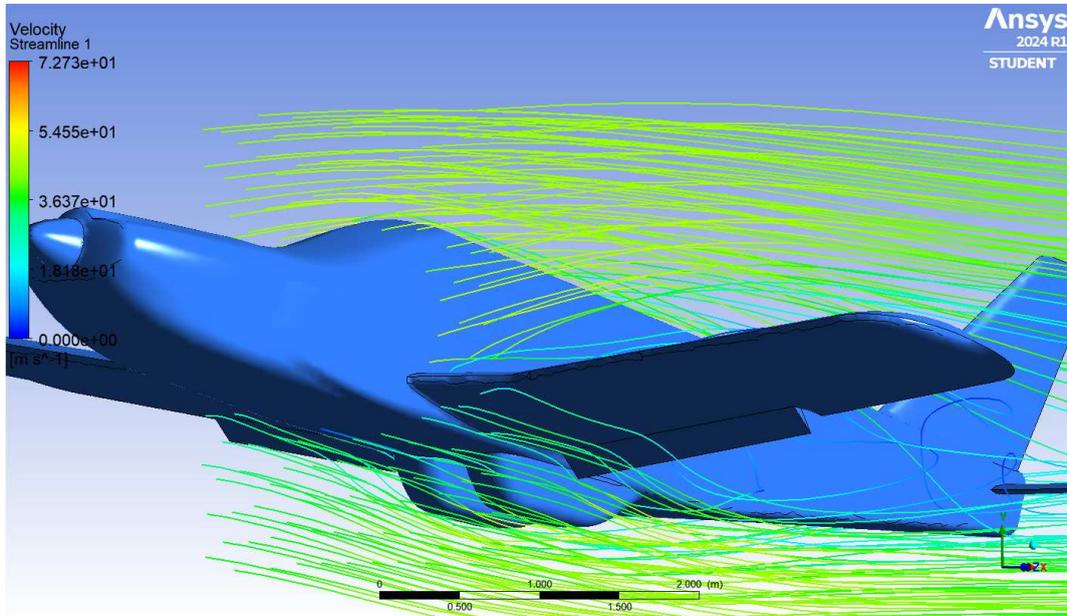


Figura 7.31: Streamlines - Velivolo Piper PA32-R300 con radome (V_S)

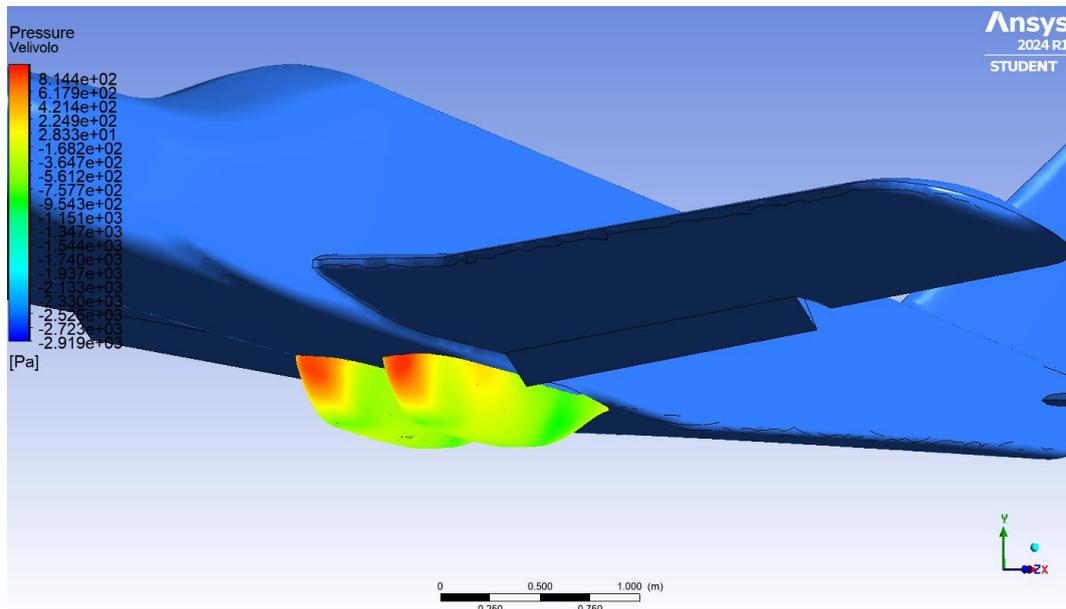


Figura 7.32: Pressione agente sui radome (V_S)

Nel caso in cui l'aeromobile si trovi nella condizione di volo caratterizzata dalla velocità e dall'incidenza di stallo, i campi di pressione e di velocità nell'intorno del velivolo si modificano relativamente alla nuova geometria data dall'incidenza di volo.

I valori di velocità e pressione sono generalmente inferiori rispetto a quelli dei casi precedenti, in quanto la velocità di volo in questa circostanza è minore.

7.2.5 Stall Speed con carrello estratto

La condizione di volo di stallo viene anche analizzata nel caso in cui il carrello del velivolo sia estratto. La configurazione del velivolo ed i parametri di volo considerati sono quelli derivanti dalla trattazione valida per la stessa condizione di volo in configurazione classica senza i radome installati (*Paragrafo 7.2.4*).

I *flap* sono estesi a 40° e l'angolo di inclinazione dello stabilizzatore è $\delta_{TRIM} = 16^\circ$.

Stall Speed (carrello estratto)		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_S	<i>kts</i>	77
α_S	$^\circ$	15

Tabella 7.26: Parametri di volo per la condizione Stall Speed con carrello estratto

7.2.5.1 Risultati

Di seguito vengono riportate le tabelle ed i grafici contenenti i risultati numerici ottenuti attraverso le simulazioni CFD.

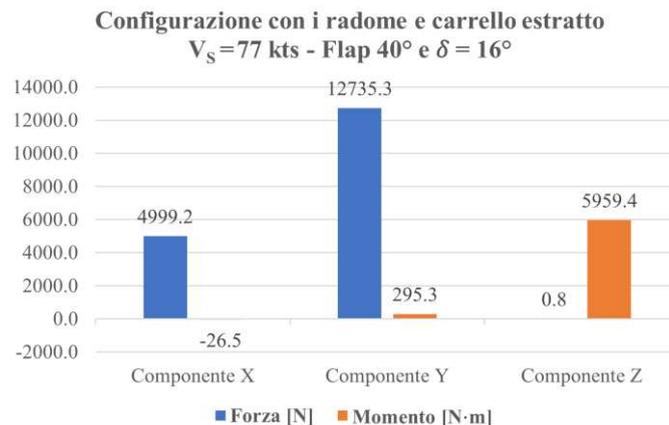


Grafico 7.28: Forze e momenti configurazione con i radome e carrello estratto ($V_S = 77 \text{ kts}$)

Anche in questo caso l'effetto deportante dei radome è responsabile di una diminuzione complessiva della portanza agente sul velivolo, la quale scende al di sotto il requisito di OW.

È quindi necessario aumentare la velocità di stallo al valore $V_S = 78 \text{ kts}$ per garantire la portanza L_{OW} richiesta.

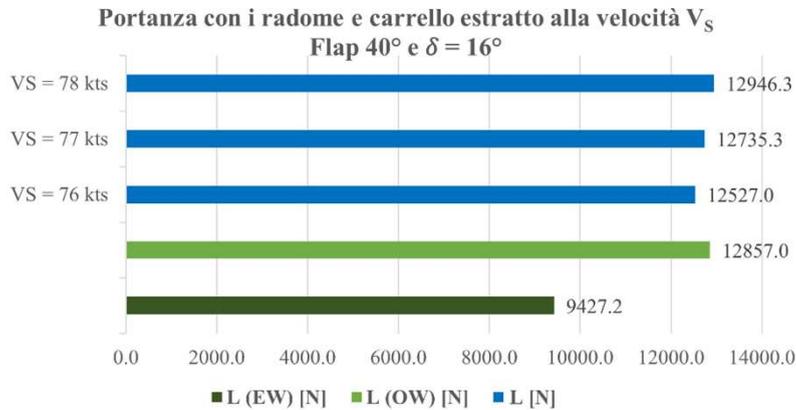


Grafico 7.29: Portanza a diverse velocità V_S configurazione con i radome e carrello estratto (Flap 40° e $\delta=16^\circ$)

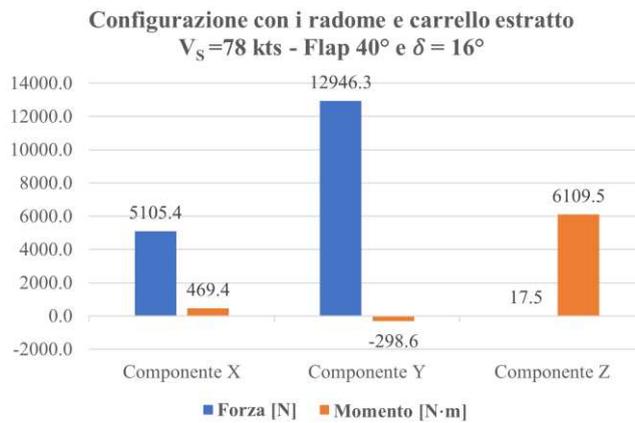


Grafico 7.30: Forze e momenti configurazione con i radome e carrello estratto ($V_S=78$ kts)

Stall Speed (carrello estratto)		
Portanza	Unità di misura	Valore
L_{OW}	N	12 919
L_{VS}	N	12 946.3

Tabella 7.27: Portanza configurazione con i radome e carrello estratto ($V_S=78$ kts)

Triangolo di velocità Stall Speed (carrello estratto)		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
α_S	°	15
V_S	kts	78
$V_{B.C.}$	kts	80.75

Tabella 7.28: Triangolo di velocità Stall Speed configurazione con i radome e carrello estratto ($V_S=78$ kts)

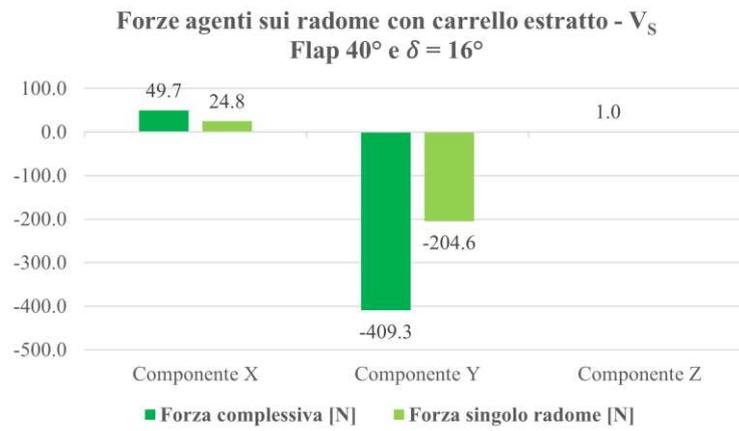


Grafico 7.31: Forze agenti sui radome (carrello estratto) - V_S

7.3 Vento laterale

Dal *Pilot's Operating Handbook* ^[2] del velivolo Piper PA32-R300 risulta che la massima velocità laterale del vento dimostrata sull'aeromobile è pari a 17 *kts*. A tale velocità laterale corrisponde una certa forza laterale agente sul velivolo stesso.

È importante valutare l'influenza dei radome sulla forza laterale complessiva agente sull'aeromobile, in quanto essa non deve eccedere quella corrispondente alla configurazione classica senza i radome installati.

7.3.1 Cruise Speed

Per la condizione di volo di crociera con vento laterale i parametri di volo sono gli stessi utilizzati per la stessa condizione di volo in configurazione classica, con l'aggiunta di una componente di corrente fluida diretta lungo la direzione positiva relativa all'asse vento z.

La terna degli *assi vento* è coincidente con la terna degli *assi body* in quanto in questo caso i due sistemi di riferimento sono solidali l'uno con l'altro.

Cruise Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_X	<i>kts</i>	156
V_Y	<i>kts</i>	0
V_Z	<i>kts</i>	17
α_C	°	0

Tabella 7.29: Parametri di volo per la condizione Cruise Speed con vento laterale

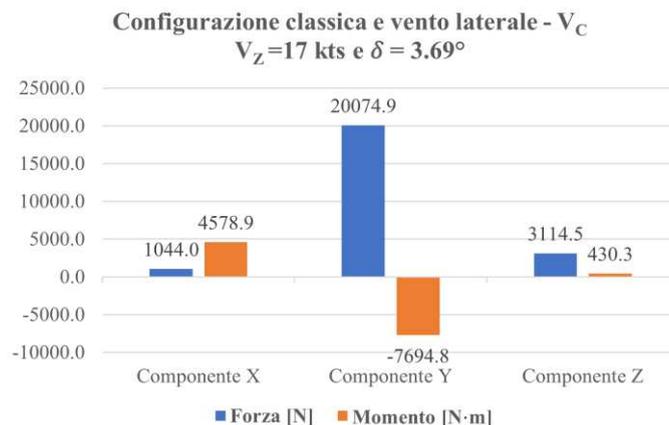


Grafico 7.32: Forze e momenti configurazione classica e vento laterale - V_C

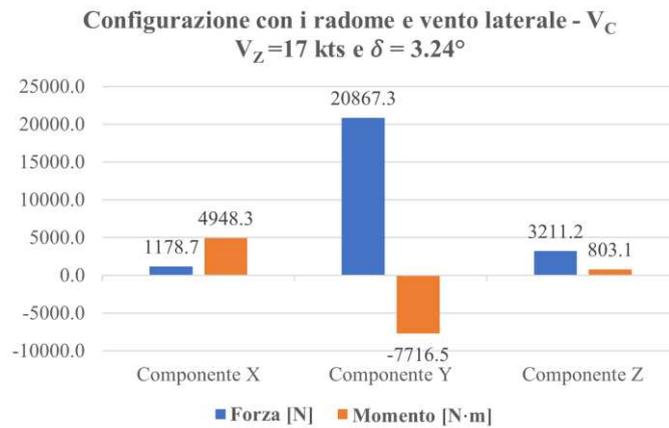


Grafico 7.33: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale - V_C

Per fare in modo che nella configurazione del velivolo con i radome installati la forza laterale agente sull'intero aeromobile sia la stessa di quella che si verifica nella configurazione classica, è necessaria una diminuzione della velocità laterale del vento massima al valore di 16 kts.

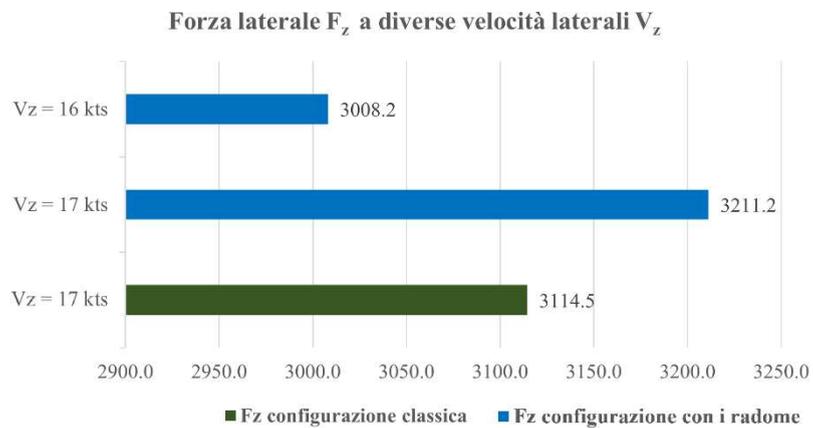


Grafico 7.34: Forza laterale agente sul velivolo a diverse velocità del vento laterale - V_C

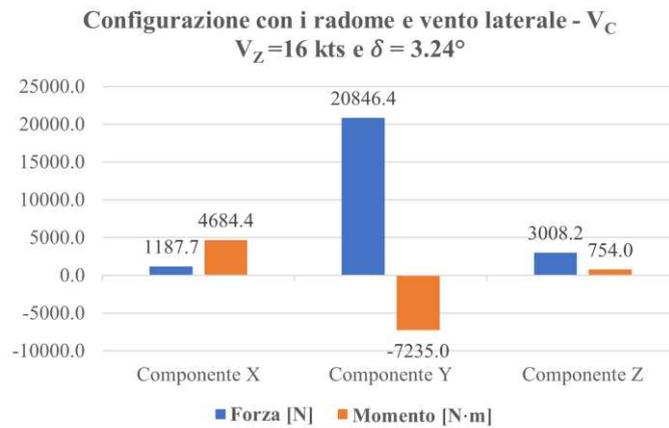


Grafico 7.35: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale ($V_Z=16$ kts) - V_C

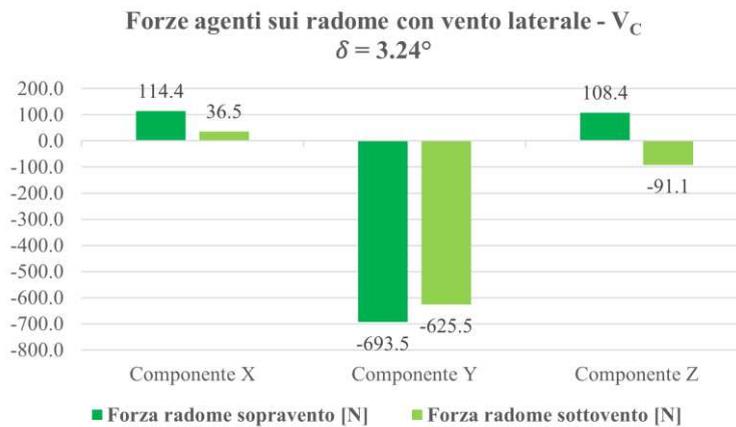


Grafico 7.36: Forze agenti sul radome con vento laterale ($V_Z=16$ kts) - V_C

7.3.1.1 Rappresentazioni grafiche

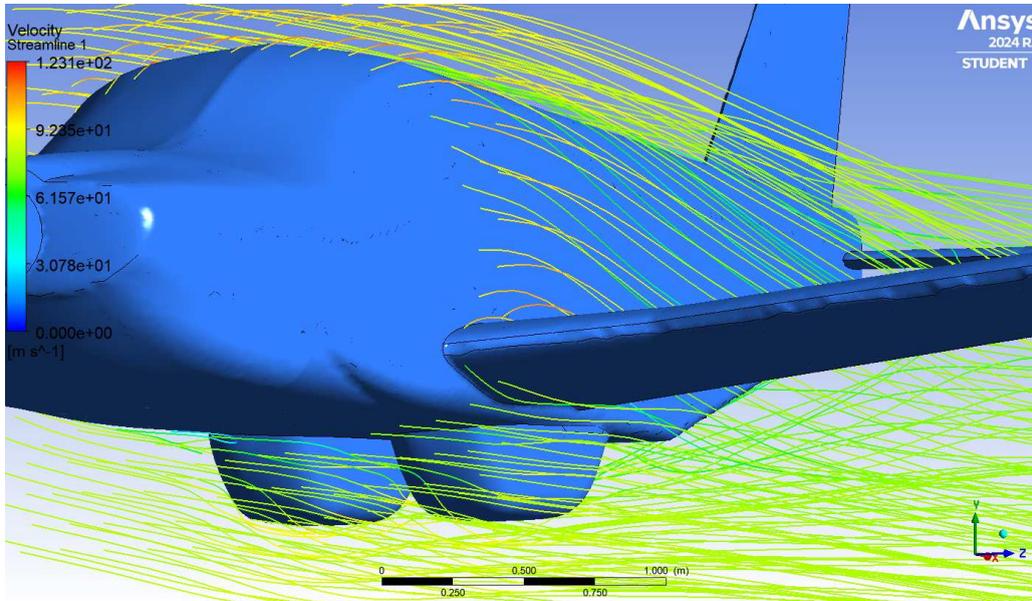


Figura 7.33: Streamlines - Velivolo Piper PA32-R300 con radome (V_C , vento laterale)

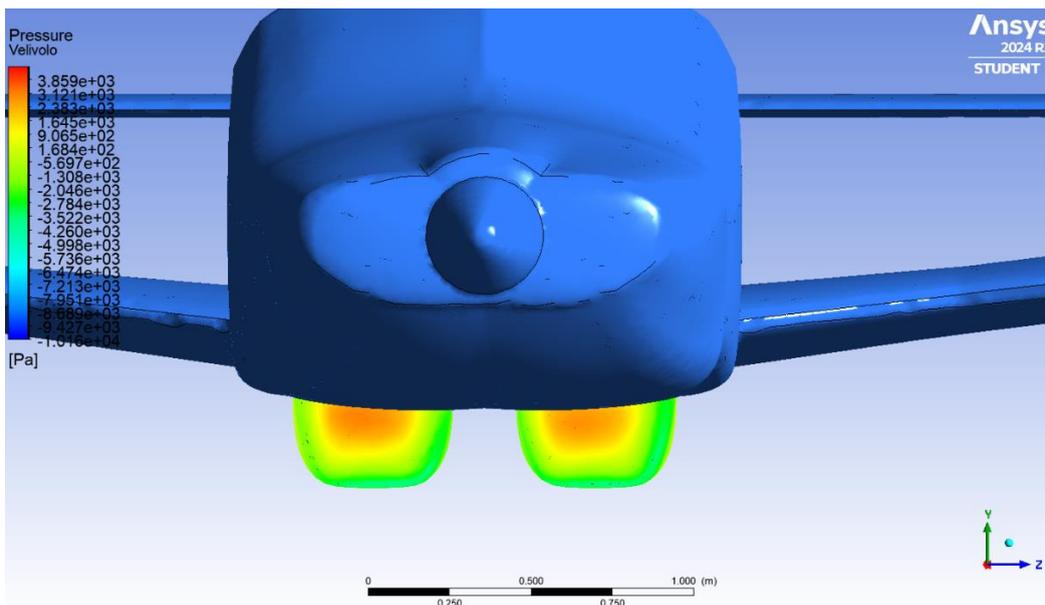


Figura 7.34: Pressione agente sui radome (V_C , vento laterale)

Come mostrato nella figura precedente, la presenza di vento laterale introduce un'asimmetria nella distribuzione della pressione agente sui radome.

7.3.2 Never-Exceed Speed

Per la condizione di volo di *Never-Exceed Speed* con vento laterale i parametri di volo sono gli stessi utilizzati per la stessa condizione di volo in configurazione classica senza i radome installati, con l'aggiunta di una componente di corrente fluida diretta lungo la direzione positiva relativa all'asse *vento z*.

Never-Exceed Speed		
Parametri di volo	Unità di misura	Valore
V_X	<i>kts</i>	188
V_Y	<i>kts</i>	0
V_Z	<i>kts</i>	17
α_C	°	0

Tabella 7.30: Parametri di volo per la condizione *Never-Exceed Speed* con vento laterale

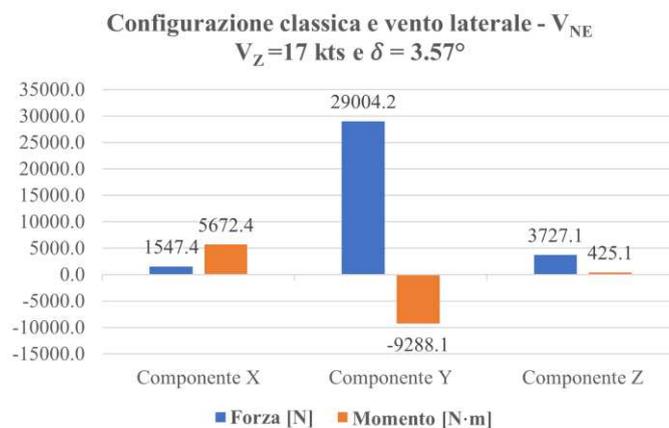


Grafico 7.37: Forze e momenti configurazione classica e vento laterale - V_{NE}

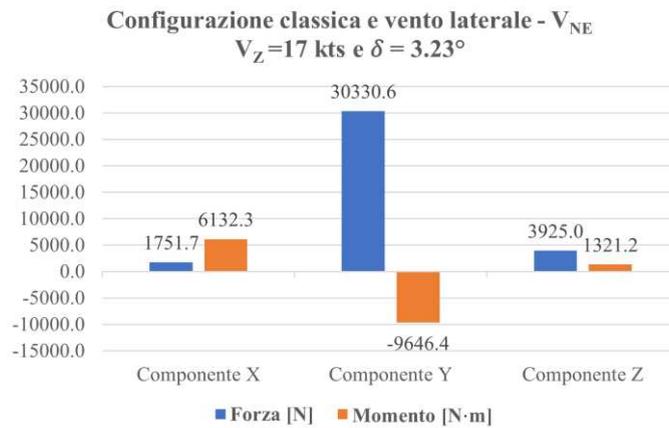


Grafico 7.38: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale - V_{NE}

Anche in questo caso per fare in modo che nella configurazione dell'aeromobile con i radome installati la forza laterale agente sull'intero velivolo sia la stessa di quella che si verifica nella configurazione classica, è necessaria una diminuzione della velocità laterale del vento massima al valore di 16 kts.

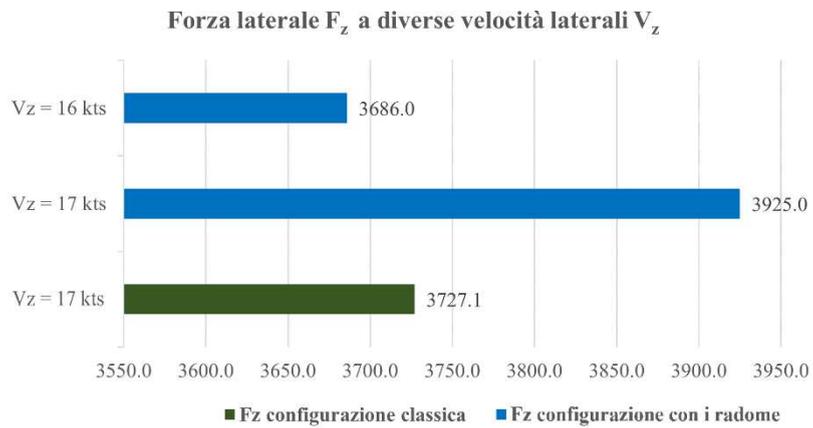


Grafico 7.39: Forza laterale agente sul velivolo a diverse velocità del vento laterale - V_{NE}

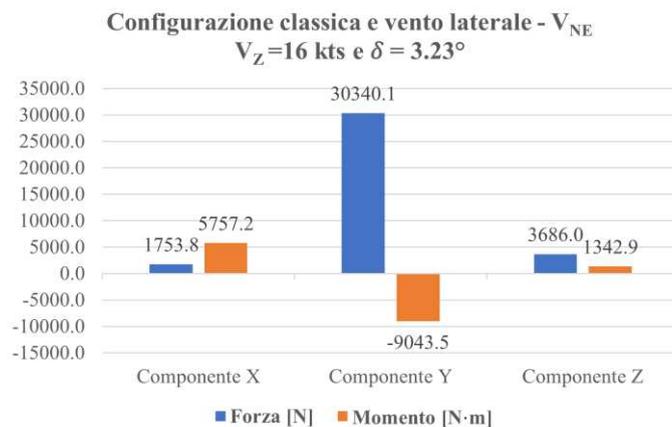


Grafico 7.40: Forze e momenti configurazione con i radome e vento laterale ($V_Z=16$ kts) - V_{NE}

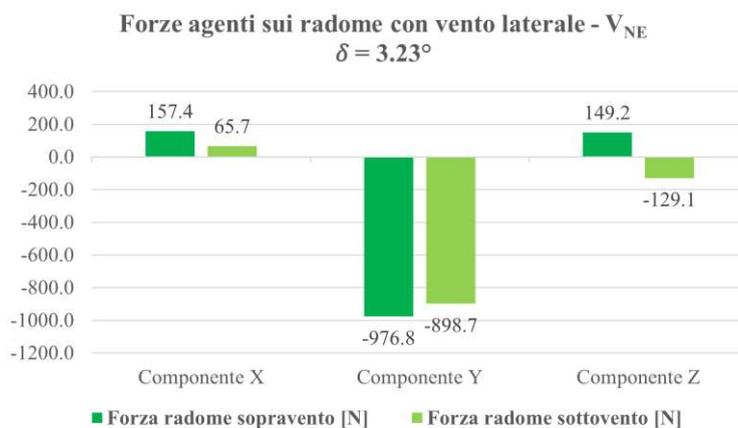


Grafico 7.41: Forze agenti sul radome con vento laterale ($V_Z=16$ kts) - V_{NE}

Capitolo 8

Limitazioni supplementari

8.1 Supplementi al Flight Manual

In seguito ai risultati ottenuti dalle diverse simulazioni fluidodinamiche effettuate sul velivolo Piper PA32-R300 e sui radome di nuova concezione si rende necessario riassumere i più significativi dati ricavati in modo tale da poter definire le limitazioni relative alle prestazioni dell'aeromobile e alle condizioni ambientali più gravose alle quali esso essere può essere sottoposto.

A tal proposito si procede con la stesura di un sottoparagrafo aggiuntivo al già presente paragrafo del *Pilot's Operating Handbook* ^[2] relativo alle *Limitations* a cui deve rispondere il velivolo Piper PA32-R300.

8.2 Supplemental Airspeed Limitations

L'aggiunta dei radome alla configurazione classica dell'aeromobile non comporta limitazioni per quanto riguarda la *Cruise Speed* e la *Never-Exceed Speed* in quanto, come mostrato nel paragrafo del presente documento relativo alle simulazioni fluidodinamiche, l'effetto dei radome consente di ottenere un volo orizzontale livellato dopo aver operato le dovute correzioni all'inclinazione dello stabilizzatore di coda.

Quando il velivolo è in condizioni di stallo invece si è visto come, per la condizione di peso considerata (*Operating Weight OW*), la velocità di stallo indicata sul *Pilot's Operating Handbook* ^[2] non sia più sufficiente a garantire il sostentamento del velivolo.

La prima modifica relativa alle *Airspeed Limitations* è dunque quella che impone, per il velivolo in configurazione classica ed in configurazione con in radome, le seguenti velocità di volo:

Supplemental Airspeed Limitations			
Configurazione	Carrello	Unità di misura	Velocità di stallo V_S
Classica	Retratto	<i>kts</i>	75
Classica	Estratto	<i>kts</i>	77
Con radome	Retratto	<i>kts</i>	77
Con radome	Estratto	<i>kts</i>	78

Tabella 8.1: Supplemental Airspeed Limitations

8.3 Supplemental Environmental Limitations

La forza laterale agente sul velivolo quando esso è sottoposto alla massima velocità laterale del vento dimostrata ($V_Z = 17 \text{ kts}$) corrisponde alla massima sollecitazione laterale che l'aeromobile è in grado di sopportare.

L'aggiunta dei radome installati al di sotto del velivolo è responsabile di un aumento di tale forza laterale, in quanto nella nuova configurazione il flusso d'aria investe una superficie maggiore, pertanto l'intero sistema sarà sottoposto a una forza laterale maggiore.

Le *Environmental Limitations* vengono dunque riviste ed in particolare vengono modificate nel seguente modo:

Supplemental Environmental Limitations			
Configurazione	Velocità	Unità di misura	Velocità laterale V_Z
Con radome	V_C	<i>kts</i>	16
Con radome	V_{NE}	<i>kts</i>	16

Tabella 8.2: Supplemental Environmental Limitations

Capitolo 9

Analisi strutturali

9.1 Criterio di analisi

Al fine di ottenere la certificazione STC è necessario effettuare uno studio il quale sia in grado di dimostrare che il radome progettato sia in grado di resistere ai carichi strutturali ai quali esso viene sottoposto durante le diverse operazioni di volo.

La prima operazione che viene compiuta a tal fine è la realizzazione di diverse analisi statiche sul radome in oggetto.

Questa tipologia di approccio è in grado di restituire una prima valutazione approssimata di quello che sarà il comportamento della struttura in risposta ai carichi ai quali essa verrà sottoposta in quanto, in questo caso, tali carichi vengono ipotizzati come statici (ovvero invariati in termini di intensità e punto di applicazione sulla struttura).

Il criterio di progetto adottato in questo caso è detto “*a robustezza*” in quanto viene verificata l’applicabilità di un fattore di sicurezza aggiuntivo di tipo aeronautico pari a $SF = 1.5$ ai carichi massimi operativi. Questo modalità di valutazione garantisce l’ottenimento di una stima che sia la più conservativa possibile.

9.2 Carichi operativi

I carichi operativi di riferimento vengono individuati come le componenti della forza aerodinamica agente sui radome lungo le tre direzioni di riferimento (terna di *assi body* x, y, z).

Al fine di effettuare una valutazione che tenga in considerazione la condizione di massima gravosità operativa, attraverso i risultati delle analisi fluidodinamiche è stata individuata la componente massima della forza aerodinamica agente sui radome attraverso il confronto del suo valore per ogni diversa condizione di volo.

Tale operazione è stata effettuata per ciascuna delle tre componenti della forza complessiva agente lungo le direzioni x, y, z .

Come da aspettative la condizione di volo responsabile delle maggiori sollecitazioni sui radome è quella in cui l’aeromobile è in volo con velocità V_{NE} in presenza di vento laterale pari al valore massimo previsto nel paragrafo *Supplemental Environmental Limitations* ($V_Z = 16$ kts).

Carichi massimi agenti sui radome			
Forza	Unità di misura	Valore	Valore (SF=1.5)
F_x	N	157.4	236.1
F_y	N	-976.8	-1465.2
F_z	N	149.2	223.8

Tabella 9.1: Carichi massimi agenti sui radome

9.3 Sistema di collegamento

Il sistema di fissaggio attraverso il quale i radome vengono installati sulla struttura del velivolo Piper PA32-R300 è un collegamento ibrido costituito dall'accoppiamento vite-rivetto filettato. Questo sistema permette di sfruttare i vantaggi derivanti dall'applicazione di entrambe le tecniche.

Sui pannelli della fusoliera del velivolo si inserisce il rivetto filettato, elemento meccanico di fissaggio non smontabile che introduce un accoppiamento definitivo tra le parti.

Il rivetto filettato (o dado filettato) è caratterizzato da una sezione cava filettata internamente la quale permette l'accoppiamento attraverso una vite o un bullone. Questo tipo di collegamento viene utilizzato su materiali sottili i quali altrimenti non sarebbero in grado di supportare una filettatura come ad esempio, nel caso in esame, i pannelli della fusoliera del velivolo.

Il radome presenta una flangia di supporto sulla quale sono presenti i fori che permettono l'inserimento di viti le quali a loro volta si serrano nella filettatura del rivetto fissato sulla struttura del velivolo.

In particolare sono state utilizzate delle viti con filettatura metrica M5, caratterizzate da un diametro nominale pari a 5 mm.

Questo sistema di collegamento permette all'operatore di terra di eseguire una rapida ed efficace installazione/disinstallazione dei radome in modo tale da alleggerire i tempi delle operazioni di preparazione del velivolo per la missione.

Il numero di elementi di fissaggio presenti su ogni radome è 22. Tale cifra garantisce un *trade-off* tra praticità nelle operazioni di installazione/disinstallazione e resistenza meccanica del fissaggio ai carichi operativi ai quali sono sottoposti i radome.

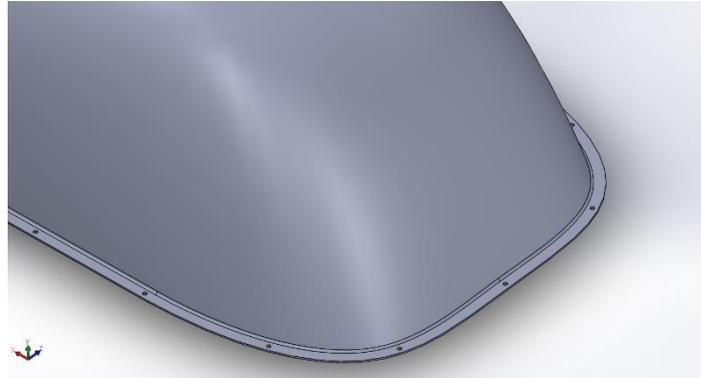


Figura 9.1: Dettaglio flangia e fori di fissaggio

Di seguito viene illustrata la procedura che viene utilizzata per l'installazione del rivetto filettato.

1. La prima operazione da compiere è quella di avvitare il perno di inserimento sfruttando la filettatura interna del rivetto.



Figura 9.2: Step 1 installazione rivetto filettato

2. In secondo luogo si inserisce il rivetto con all'interno il perno nella sede di alloggiamento.



Figura 9.3: Step 2 installazione rivetto filettato

3. Il perno di inserimento viene in seguito represso senza rotazione in modo tale da poter deformare il rivetto e formare quell'accumulo di materiale che forma il rigonfiamento il quale permette di fissare in maniera definitiva l'unità di collegamento all'elemento sul quale essa è innestata.



Figura 9.4: Step 3 installazione rivetto filettato

4. Il perno filettato viene infine svitato dal rivetto e l'inserto è pronto ad accogliere viti o bulloni di fissaggio.

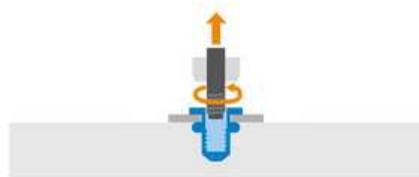


Figura 9.5: Step 4 installazione rivetto filettato

9.4 Analisi FEM

L'analisi agli elementi finiti (FEA, *Finite Element Analysis*) è una tecnica computazionale che, servendosi del metodo FEM (*Finite Element Method*), permette di risolvere il problema della determinazione dello stato di sollecitazione e di deformazione di un corpo in condizioni di carico tali per cui non sia ricavabile la soluzione analitica.

Il dominio di calcolo viene suddiviso in sotto-domini di dimensioni e complessità minore, i cosiddetti elementi finiti, i quali vengono analizzati singolarmente. I risultati ottenuti vengono infine combinati per ricostruire la soluzione finale.

L'analisi strutturale dei radome in esame viene effettuata attraverso il software di simulazione FEM *SolidWorks Simulation*.

9.4.1 Vincoli

I vincoli illustrati di seguito costituiscono le condizioni al contorno del problema FEM da risolvere. Essi sono stati definiti in maniera tale da riprodurre una condizione che sia il più vicino possibile a quella reale del sistema di collegamento adottato radome-velivolo.

Una particolarità di questo sistema di vincoli è quella che non richiede la presenza delle viti sul modello da analizzare.

1. Sulle superfici cilindriche dei fori si utilizza un vincolo specifico che blocca le traslazioni lungo la direzione radiale, permettendo ai fori di ruotare attorno al proprio asse e di scorrere lungo il proprio asse in direzione normale.

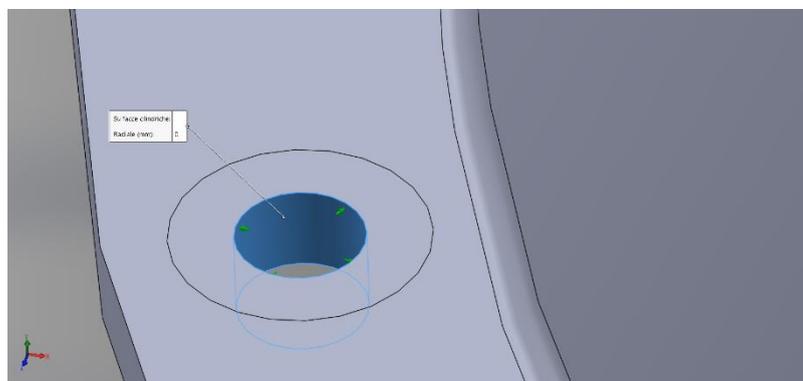


Figura 9.6: Vincolo 1 (foro)

2. Sulle corone circolari corrispondenti alla porzione di superficie della flangia sulla quale si appoggiano la rondelle fissate dalle viti si utilizza un vincolo di tipo carrello che blocca la sola direzione normale alla faccia permettendo gli spostamenti lungo le altre due direzioni.

Tali regioni vengono dunque irrigidite localmente in quanto maggiormente vincolate dalla presenza di viti e rondelle e quindi più difficilmente soggette a deformazioni.

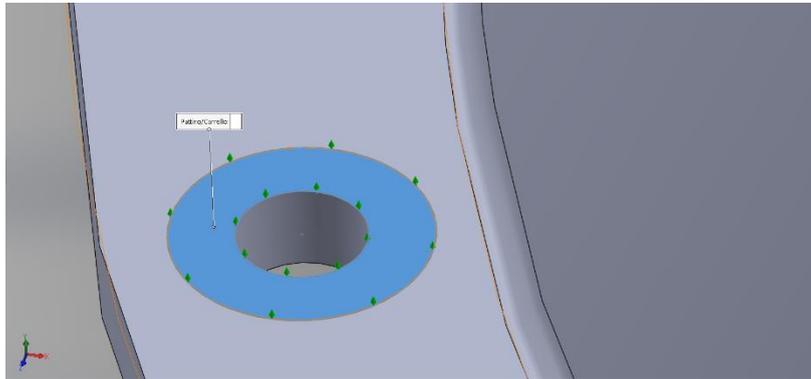


Figura 9.7: Vincolo 2 (vite e rondella)

3. Sulla superficie inferiore della flangia si utilizza un vincolo di tipo carrello in maniera analoga a quanto effettuato in precedenza, in modo tale da simulare il più fedelmente possibile il contatto con i pannelli della fusoliera.

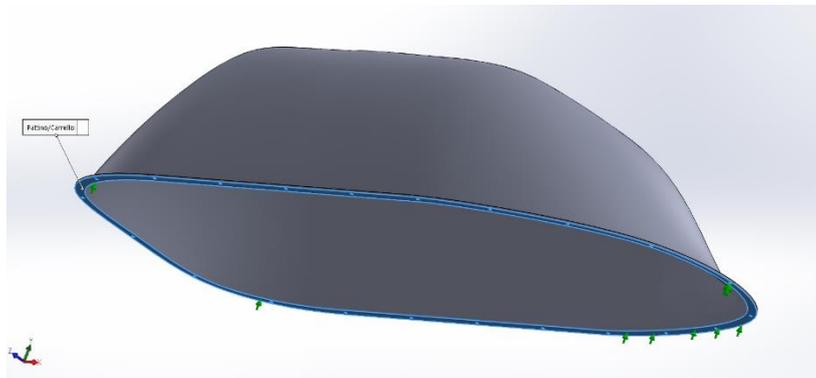


Figura 9.8: Vincolo 3 (flangia)

9.4.2 Carichi

Al fine di simulare la condizione di carico più onerosa vengono, per ogni direzione della terna x, y, z di *assi body*, imposti come carichi esterni le tre componenti di forza aerodinamica di maggiore entità tra quelle risultanti dalle simulazioni CFD in cui sono state analizzate le diverse condizioni di volo (*Paragrafo 9.1*).

Nonostante non sia nota in maniera esatta la distribuzione dei carichi sulle superfici del radome, questa condizione di carico permette di fornire una stima iniziale di quello che è il reale stato di sollecitazione e di deformazione del radome stesso.

Inoltre viene considerato l'effetto della forza di gravità che aggiunge il carico derivante dalla forza peso associata alla massa del radome.

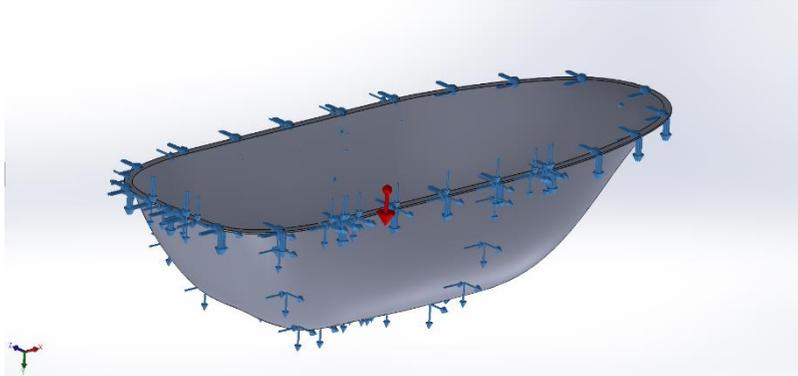


Figura 9.9: Carichi

9.4.3 Mesh

Il modello del radome viene discretizzato tramite elementi finiti attraverso l'utilizzo di una *mesh basata su curvatura di blend*.

Si tratta di una tecnica avanzata di generazione della mesh che prevede un maggior raffinamento in corrispondenza delle zone in cui sono presenti curvature elevate.

In questo caso specifico le regioni che vengono raffinate in maniera più accurata sono i raccordi ed i fori di fissaggio.

Inoltre risulta necessario definire ulteriormente la tipologia di elementi con i quali discretizzare il modello. È possibile utilizzare due tecniche differenti:

- Elementi *shear*:
Sono elementi a semiguscio resistenti solo a taglio che non sono in grado di sopportare carichi concentrati. Essi vengono utilizzati nel caso in cui sia necessario studiare in maniera specifica le deformazioni da taglio.
- Elementi *shell*:
Sono elementi a semiguscio resistenti sia a sforzi assiali che a sforzi flessionali e possono sopportare carichi concentrati. Essi sono particolarmente indicati nello studio di strutture sottili.

Per il modello del radome in questione gli elementi più indicati, vista la conformazione sottile della struttura del corpo e le condizioni di carico, sono quelli di tipo *shell*.

9.4.3.1 Analisi di convergenza

Al fine di ottenere dei risultati numerici che fossero il più possibile accurati ed indipendenti dalla discretizzazione del problema, è stata effettuata un'analisi di convergenza attraverso la quale è stata valutata la dimensione ottimale delle celle componenti la griglia di calcolo da utilizzare per discretizzare il problema stesso.

In primo luogo è stata effettuata una simulazione iniziale utilizzando una dimensione intermedia delle celle, dopodiché la griglia è stata progressivamente raffinata.

Quando i risultati numerici hanno raggiunto un andamento asintotico, allora si è deciso di interrompere il raffinamento e di utilizzare la griglia di calcolo più fine tra quelle sperimentate.

In questo caso in particolare, come parametro di convergenza è stata utilizzata la sollecitazione massima agente sul radome moltiplicata per il fattore sicurezza $SF = 1.5$, nel caso in cui la struttura sia realizzata in GFRP.

Dato il fatto che la scelta del materiale con il quale realizzare il radome non sia stata effettuata in via definitiva, l'analisi strutturale viene effettuata considerando le due tipologie di materiali proposti: GFRP e ABS.

La dimensione massima delle celle è di 0.03 m mentre quella minima viene determinata automaticamente dal software.

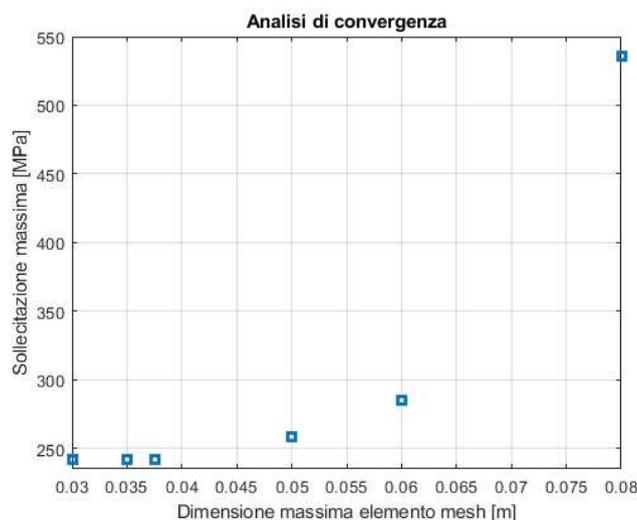


Grafico 9.1: Analisi di convergenza

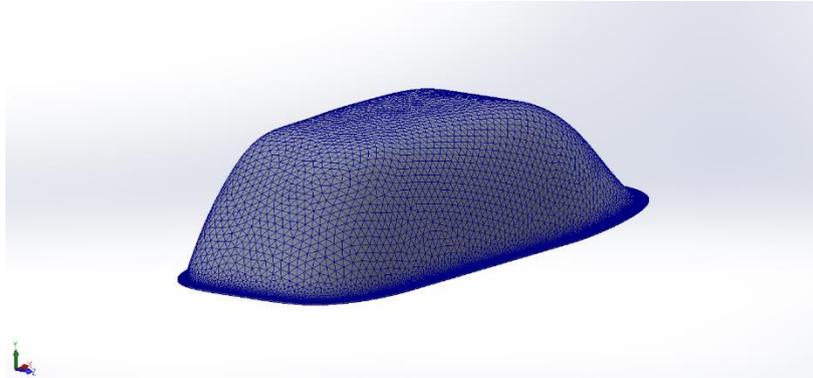


Figura 9.10: Mesh

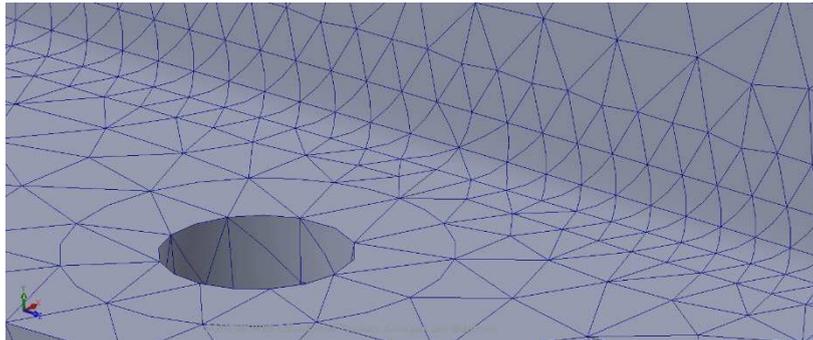


Figura 9.11: Dettaglio mesh

9.4.4 GFRP

Analizzando il caso in cui il radome sia costituito da un polimero rinforzato con fibra di vetro, materiale composito caratterizzato da proprietà di ortotropia, le valutazioni effettuate sono le seguenti.

I materiali ortotropi presentano proprietà meccaniche differenti a seconda della direzione x , y , z lungo la quale tali proprietà vengono valutate. La risposta del materiale è dunque funzione della direzione di applicazione del carico.

In questo caso il GFRP viene supposto costituito da una matrice in resina polimerica composta da resina vinilestere la quale possiede ottime proprietà chimiche e meccaniche. Tale resina è particolarmente resistente alla trazione, alla flessione e agli impatti e aderisce in maniera eccellente alle fibre di vetro.

Essa è stata preferita ad altre tipologie di resine, quali per esempio resina poliestere o resina epossidica, in quanto il vinilestere ha resistenza meccanica e chimica maggiore del poliestere e, nonostante garantisca prestazioni meccaniche inferiori a quelle della resina epossidica, il vinilestere è rilevantemente più economico.

Vinilestere		
Proprietà	Unità di misura	Valore
Densità	kg/m^3	1070
Modulo di Young	MPa	4000
Coefficiente di Poisson	–	0.33
Modulo di taglio	MPa	1503.8
Resistenza ultima a trazione	MPa	90

Tabella 9.2: Proprietà Vinilestere

Le proprietà complessive del materiale ortotropo risultante dalla combinazione della matrice di resina vinilestere e delle fibre di vetro sono le seguenti.

Polimero rinforzato con fibra di vetro		
Proprietà	Unità di misura	Valore
Densità	kg/m^3	2050
Modulo di Young X	GPa	36.3
Modulo di Young Y	GPa	10.8
Modulo di Young Z	GPa	10.8
Coefficiente di Poisson XY	–	0.28
Coefficiente di Poisson YZ	–	0.09
Coefficiente di Poisson XZ	–	0.28
Modulo di taglio XY	GPa	4
Modulo di taglio YZ	GPa	3
Modulo di taglio XZ	GPa	4
Resistenza a trazione in X	MPa	596
Resistenza a trazione in Y	MPa	55
Resistenza a trazione in Z	MPa	55
Resistenza a compressione in X	MPa	550
Resistenza a compressione in Y	MPa	120
Resistenza a compressione in Z	MPa	120
Resistenza a taglio in XY	MPa	86
Resistenza a taglio in YZ	MPa	44
Resistenza a taglio in XZ	MPa	86

Tabella 9.3: Proprietà polimero rinforzato con fibre di vetro

Definito uno spessore iniziale del radome pari a 2 mm, si considera inizialmente la struttura realizzata da 10 strati di materiale composito di uguale spessore.

Per l'orientamento delle fibre è stata utilizzata la tecnica a strati incrociati (*cross-ply*) che consente di distribuire le proprietà meccaniche in termini di resistenza e rigidità del materiale in maniera più uniforme rispetto al caso unidirezionale.

Orientamento delle fibre		
Strato	Spessore	Angolo
1	0.2 mm	+45°
2	0.2 mm	-45°
3	0.2 mm	+45°
4	0.2 mm	-45°
5	0.2 mm	+45°
6	0.2 mm	+45°
7	0.2 mm	-45°
8	0.2 mm	+45°
9	0.2 mm	-45°
10	0.2 mm	+45°

Tabella 9.4: Orientamento delle fibre del composito

9.4.4.1 Risultati

Di seguito vengono riportati i risultati dell'analisi FEM eseguita sul radome in termini di sollecitazioni e spostamenti del modello, in particolare:

- *Intensità di sollecitazione* INT ($P_1 - P_3$)
È calcolata come la differenza tra la *sollecitazione principale massima* P_1 , ovvero la maggior sollecitazione a cui è soggetto il componente, e la *sollecitazione principale minima* P_3 , ovvero la sollecitazione minima che agisce sul componente.

In questo caso specifico, essendo il radome realizzato in materiale composito, viene selezionata l'opzione di visualizzazione della massima intensità di sollecitazione attraverso tutti gli strati.
- *Spostamento risultante* URES
Rappresenta la distanza totale di spostamento alla quale è soggetto un punto del componente sotto l'azione del carico.

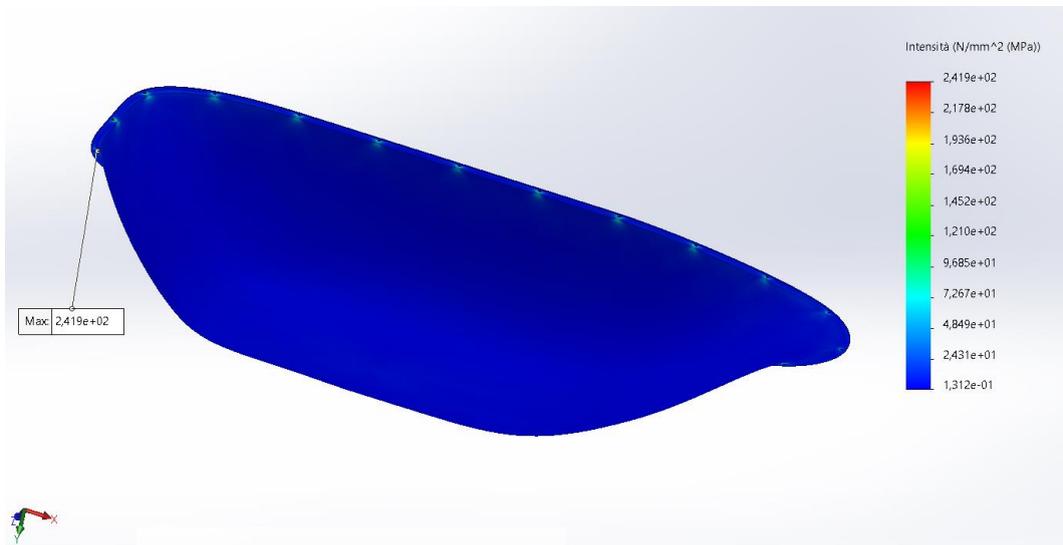


Figura 9.12: Sollecitazioni (GFRP 2 mm)

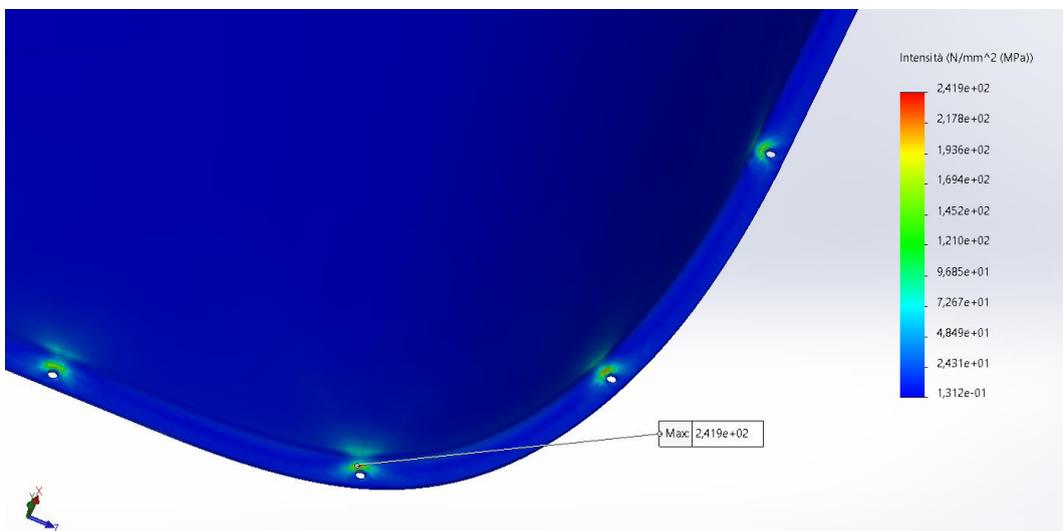


Figura 9.13: Sollecitazioni (GFRP 2 mm, dettaglio fori)

Le sollecitazioni di maggior intensità si verificano in corrispondenza dei fori di fissaggio. L'intensità di sollecitazione massima è collocata nei pressi di un foro in particolare, il primo nell'ordine che impatta la corrente fluida ottenuta dalla composizione della sua componente frontale e trasversale.

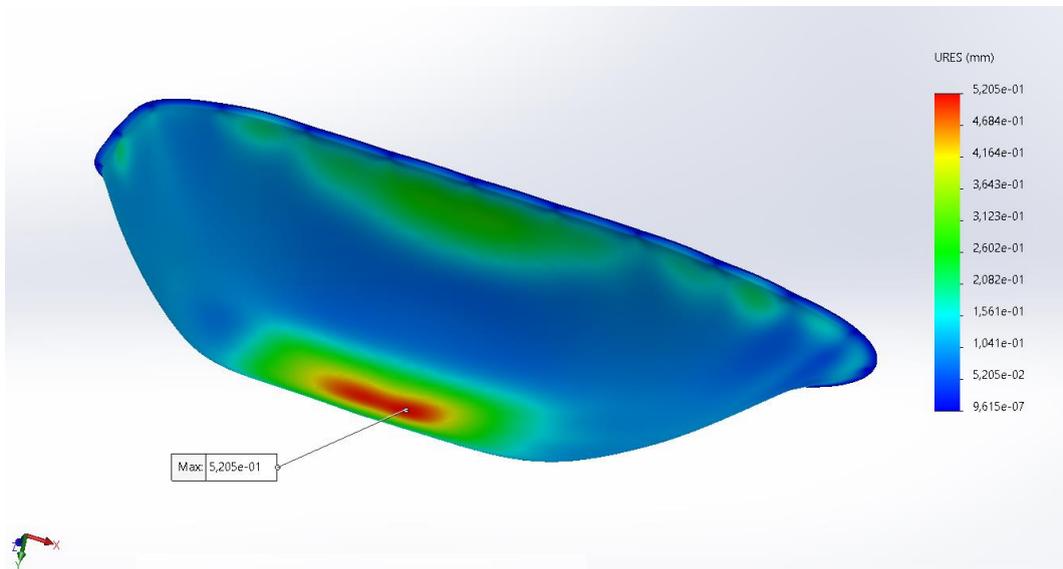


Figura 9.14: Spostamenti (GFRP 2 mm)

Nonostante le sollecitazioni di maggior intensità si verificano in corrispondenza dei fori di fissaggio, gli spostamenti massimi coinvolgono la regione superiore della cupola del radome e le regioni laterali dello stesso in quanto esse, a differenza dei punti di fissaggio, non risultano essere vincolate e quindi sono libere di deformarsi.

9.4.4.2 Criterio di cedimento

Per valutare il rischio di cedimento del componente sotto l'azione dei carichi applicati si utilizza il *criterio di cedimento di Tsai-Wu*, particolarmente adatto per l'applicazione ai materiali compositi.

Tale criterio risulta essere maggiormente adeguato ad essere applicato al problema in esame rispetto ad altri (es. *criterio di cedimento di Tsai-Hill*) in quanto tiene in considerazione l'interazione tra tutte le componenti di tensione ed è in grado di trattare dunque diverse modalità di cedimento (trazione, compressione, taglio).

La formulazione generale del *criterio di cedimento di Tsai-Wu* è la seguente:

$$\begin{aligned}
 &F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_3\sigma_3 + F_4\sigma_4 + F_5\sigma_5 + F_6\sigma_6 + \\
 &+F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{33}\sigma_3^2 + F_{44}\sigma_4^2 + F_{55}\sigma_5^2 + F_{66}\sigma_6^2 + \\
 &+2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2F_{13}\sigma_1\sigma_3 + 2F_{23}\sigma_2\sigma_3 \leq 1
 \end{aligned}
 \tag{9.1}$$

dove i coefficienti F_{ij} sono dipendenti dai parametri di forza del materiale e vengono determinati sperimentalmente.

Considerando le resistenze alla rottura in tensione e compressione uniassiale nelle tre direzioni di anisotropia $\sigma_{1t}, \sigma_{2t}, \sigma_{3t}, \sigma_{1c}, \sigma_{2c}, \sigma_{3c}$ e le resistenze a taglio nei tre piani di simmetria $\tau_{12}, \tau_{23}, \tau_{31}$ (di uguale intensità su un piano nonostante sia possibile che i segni siano diversi), i coefficienti di cedimento F_{ij} del *criterio di Tsai-Wu* sono:

$$\begin{aligned}
 F_1 &= \frac{1}{\sigma_{1t}} - \frac{1}{\sigma_{1c}}; & F_2 &= \frac{1}{\sigma_{2t}} - \frac{1}{\sigma_{2c}}; & F_3 &= \frac{1}{\sigma_{3t}} - \frac{1}{\sigma_{3c}}; & F_4 &= 0; & F_5 &= 0; & F_6 &= 0; \\
 F_{11} &= \frac{1}{\sigma_{1c}\sigma_{1t}}; & F_{22} &= \frac{1}{\sigma_{2c}\sigma_{2t}}; & F_{33} &= \frac{1}{\sigma_{3c}\sigma_{3t}}; & F_{44} &= \frac{1}{\tau_{23}^2}; & F_{55} &= \frac{1}{\tau_{31}^2}; & F_{66} &= \frac{1}{\tau_{12}^2}; \\
 F_{12} &= \frac{1}{2\sigma_{b12}^2} [1 - \sigma_{b12}(F_1 + F_2) - \sigma_{b12}^2(F_{11} + F_{22})] \\
 F_{13} &= \frac{1}{2\sigma_{b13}^2} [1 - \sigma_{b13}(F_1 + F_3) - \sigma_{b13}^2(F_{11} + F_{33})] \\
 F_{23} &= \frac{1}{2\sigma_{b23}^2} [1 - \sigma_{b23}(F_2 + F_3) - \sigma_{b23}^2(F_{22} + F_{33})]
 \end{aligned} \tag{9.2}$$

dove i coefficienti F_{12}, F_{13}, F_{23} vengono determinati attraverso test equi-biassiali, con $\sigma_{b12} = \sigma_1 = \sigma_2, \sigma_{b13} = \sigma_1 = \sigma_3, \sigma_{b23} = \sigma_2 = \sigma_3$.

Il software *SolidWorks Simulation* restituisce un fattore di sicurezza FOS che rappresenta il coefficiente per il quale devono essere moltiplicate tutte le componenti di sollecitazione per raggiungere il punto di cedimento del materiale sulla base del *criterio di Tsai-Wu*.

Per fare in modo che il componente non ceda sotto l'azione dei carichi applicati è necessario che sia sempre rispettata la relazione $FOS > 1$.

In particolare si osserva come in questo caso il FOS minimo valutato sul radome sia pari a $FOS = 1.42$. Esso è relativo ad una regione ristretta del radome concentrata nella zona dei fori di fissaggio e del raccordo, mentre la restante parte della struttura è caratterizzata da un FOS molto più elevato.

È dunque possibile affermare il fatto che, anche nelle condizioni di carico più gravose e considerando il *safety factor* $SF = 1.5$, la struttura del radome realizzato in GFRP sia in grado di resistere ai carichi applicati senza il verificarsi di fenomeni di cedimento.

Per una più chiara lettura dei risultati, in figura viene riportato un fattore di sicurezza massimo pari a $FOS = 10$, nonostante siano presenti regioni in cui il valore del FOS sia superiore.

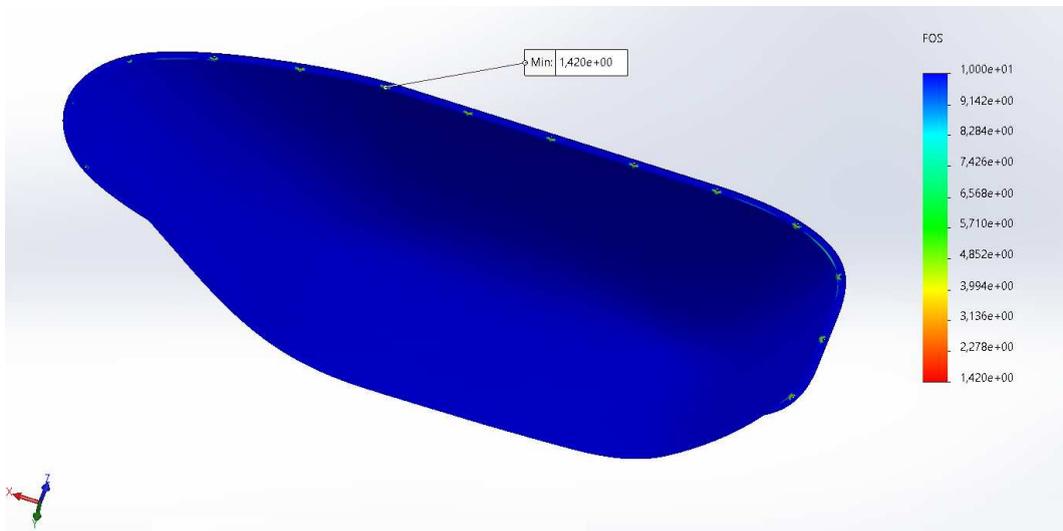


Figura 9.15: Fattore di sicurezza (GFRP 2 mm)

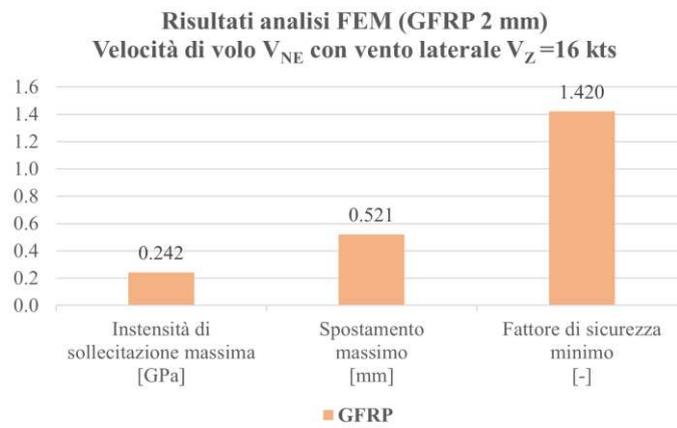


Grafico 9.2: Risultati analisi FEM (GFRP 2 mm, V_{NE})

9.4.4.3 Ottimizzazione del peso

Verificato il fatto che le sollecitazioni principali alle quali è soggetto il radome non interessino la regione della cupola ma solamente le zone adiacenti ai fori di fissaggio, risulta possibile alleggerire ulteriormente la struttura attraverso una riduzione locale dello spessore del radome nella regione della cupola stessa. Le zone della flangia e del raccordo rimangono invece invariate.

Operativamente questo equivale ad aggiungere, in fase di produzione, due ulteriori pelli di composito nelle zone più sollecitate del radome.

Lo spessore finale del radome è di 1.6 mm suddiviso in 8 strati di composito di spessore 0.2 mm. La flangia ed il raccordo mantengono lo spessore iniziale di 2.0 mm suddiviso in 10 strati di composito di spessore 0.2 mm.

Questa ulteriore configurazione è stata proposta al fine di ottimizzare la massa del radome.

Massa radome di diverso spessore		
Configurazione	Spessore [mm]	Massa [kg]
Classica	2.0	4.81
Peso ottimizzato	1.6	3.85

Tabella 9.5: Massa radome di diverso spessore (GFRP)

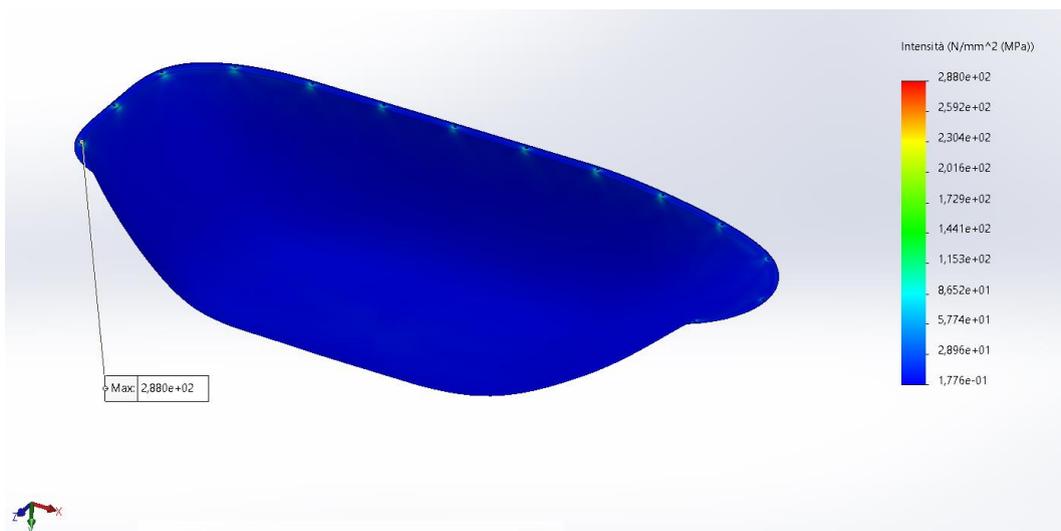


Figura 9.16: Sollecitazioni (GFRP 1.6 mm)

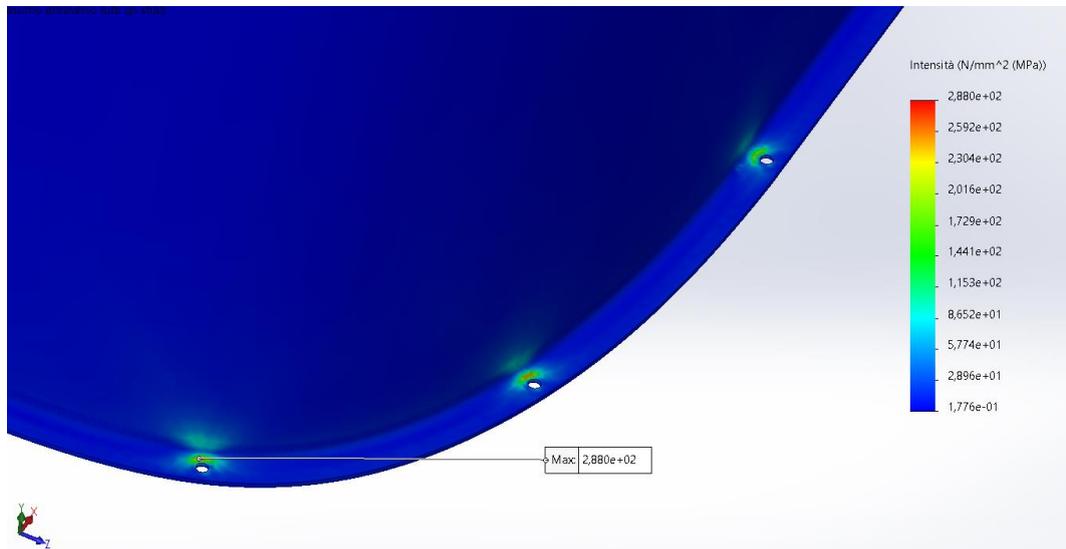


Figura 9.17: Sollecitazioni (GFRP 1.6 mm, dettaglio fori)

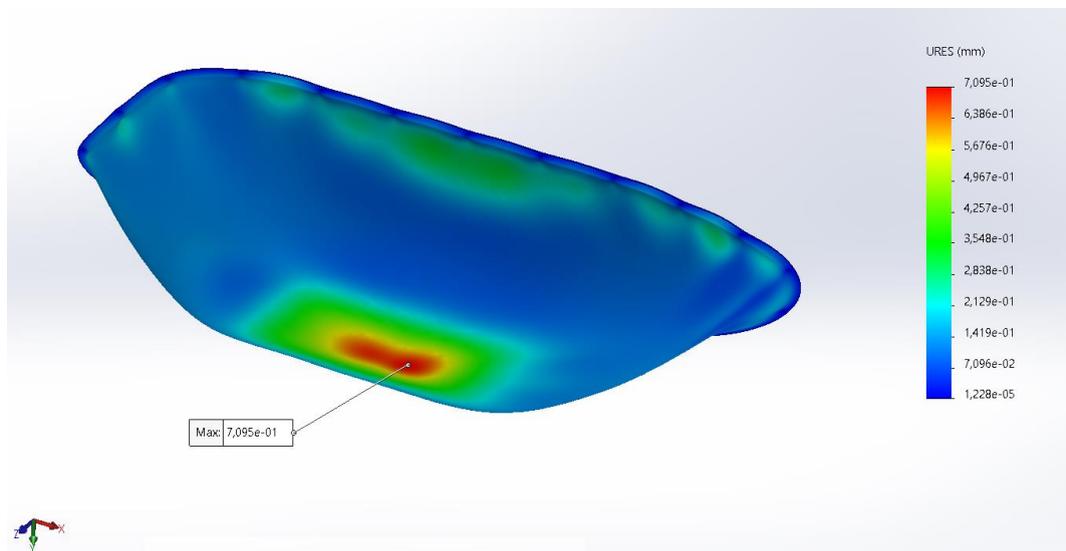


Figura 9.18: Spostamenti (GFRP 1.6 mm)

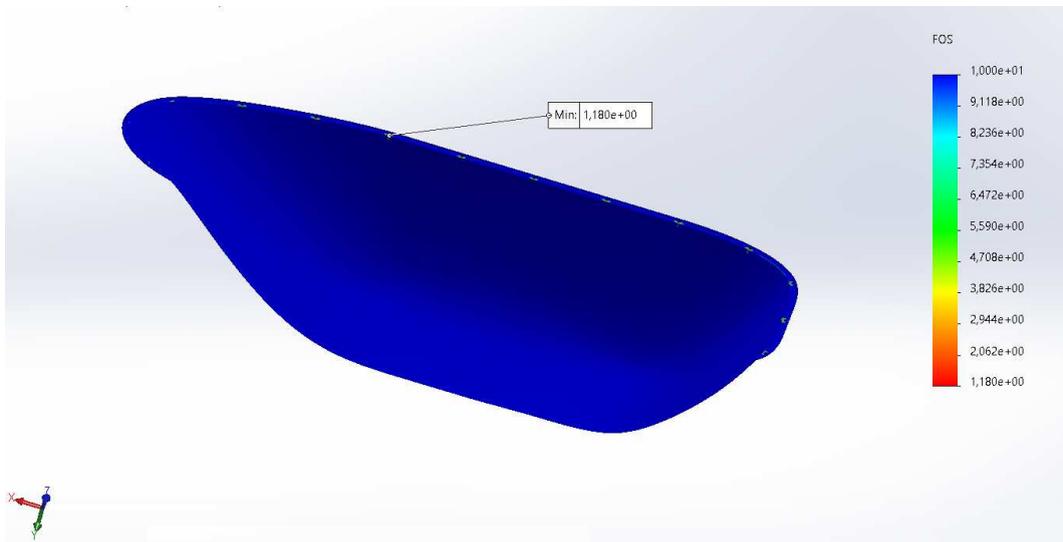


Figura 9.19: Fattore di sicurezza (GFRP 1.6 mm)

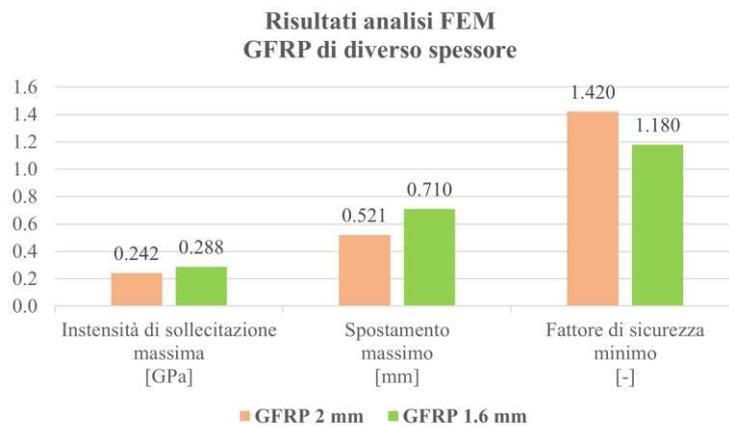


Grafico 9.3: Risultati analisi FEM (GFRP, V_{NE} e V_C)

9.4.4.4 Condizione di volo di crociera

Nonostante sia stata verificata la condizione di non cedimento della struttura del radome nelle condizioni di carico di massima gravosità, vengono inoltre valutate le sollecitazioni e gli spostamenti a cui è soggetto il radome, nella configurazione di peso ottimizzata, durante le normali operazioni di volo.

È stato pertanto analizzato il caso in cui il velivolo proceda con velocità di volo pari a quella di crociera V_C . Viene considerata inoltre una velocità del vento laterale pari a $V_Z = 16 \text{ kts}$.

Carichi agenti sui radome			
Velocità di volo V_C con vento laterale $V_Z=16$ kts			
Forza	Unità di misura	Valore	Valore (SF=1.5)
F_x	N	114.4	171.6
F_y	N	-693.5	-1040.3
F_z	N	108.4	162.6

Tabella 9.6: Carichi agenti sui radome (V_C)

Come da aspettative le sollecitazioni e gli spostamenti sono inferiori rispetto al caso di *Never-Exceed Speed*, di conseguenza il valore del fattore di sicurezza minimo FOS è superiore.

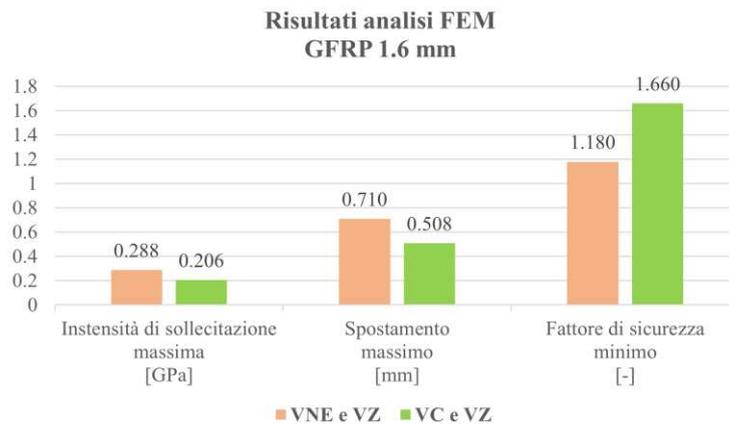


Grafico 9.4: Risultati analisi FEM (GFRP 1.6 mm, V_{NE} e V_C)

9.4.4.5 Elementi di rinforzo

Lo spessore ridotto della struttura del radome potrebbe essere responsabile, durante le operazioni di volo dell'aeromobile, dell'instaurarsi di fenomeni aeroelastici quali il *flutter*.

Il *flutter* è un fenomeno potenzialmente distruttivo la cui origine è data dalla combinazione di forze aerodinamiche, inerziali ed elastiche le quali generano oscillazioni che si autosostengono e che, se dovessero amplificarsi, porterebbero alla rottura della struttura.

Al fine di evitare questo problema, si rende dunque necessario prevedere la presenza di elementi di rinforzo aggiuntivi posti tra le pelli del materiale composito durante la fase di produzione, in particolare in corrispondenza di quelle zone le quali non sono problematiche dal punto di vista di schermatura del segnale elettromagnetico.

9.4.5 ABS

Considerando il caso in cui il radome sia realizzato in ABS, le valutazioni effettuate sono le seguenti.

I materiali termoplastici sono caratterizzati da un comportamento sia duttile che fragile a seconda del tipo di carico applicato, della velocità di applicazione del carico e della temperatura alla quale è soggetto il materiale.

Generalmente il comportamento duttile si verifica in condizioni di temperatura ambiente e sollecitazioni di entità non eccessivamente elevata.

Quando invece il carico è molto elevato, come nel caso in oggetto nel quale la sollecitazione massima è vicina a quella di rottura, il materiale tende ad avere un comportamento fragile.

Per questo motivo, considerando il fatto che il radome sia soggetto ad un carico multi assiale di entità elevata e che l'ABS sia caratterizzato dall'aver un comportamento plastico quando soggetto a forti carichi, il modello più adatto a descrivere il materiale è il *modello plastico di Von Mises*.

Tale modello considera infatti sia la risposta elastica del materiale che la deformazione plastica permanente che si verifica una volta superato il limite elastico.

Inoltre nonostante l'ABS sia un materiale generalmente isotropo, ovvero caratterizzato da uguali proprietà meccaniche lungo tutte le direzioni, eventuali processi di lavorazione (come ad esempio la termoformatura) possono introdurre fenomeni di anisotropia nel materiale stesso.

In prima analisi verrà simulato il caso ideale in cui il materiale sia isotropo e di spessore pari a 2 mm, successivamente verrà introdotto un certo grado di anisotropia per avvicinarsi il più possibile alla condizione reale e verrà inoltre aumentato lo spessore del radome.

I vincoli, i carichi e la mesh utilizzati per la discretizzazione del problema sono gli stessi di quelli relativi alle simulazioni precedenti in cui si ipotizza il radome essere realizzato in GFRP.

9.4.5.1 Risultati caso isotropo

Di seguito vengono riportate le proprietà dell'ABS considerato come materiale isotropo e i risultati dell'analisi FEM effettuata sul radome in termini di *intensità di sollecitazione* e *spostamento risultante* del modello.

ABS (caso isotropo)		
Proprietà	Unità di misura	Valore
Densità	kg/m^3	1020
Modulo di Young	MPa	2000
Coefficiente di Poisson	—	0.394
Modulo di taglio	MPa	318.9
Resistenza alla trazione	MPa	30
Tensione di rottura	MPa	38.2

Tabella 9.7: Proprietà ABS (caso isotropo)

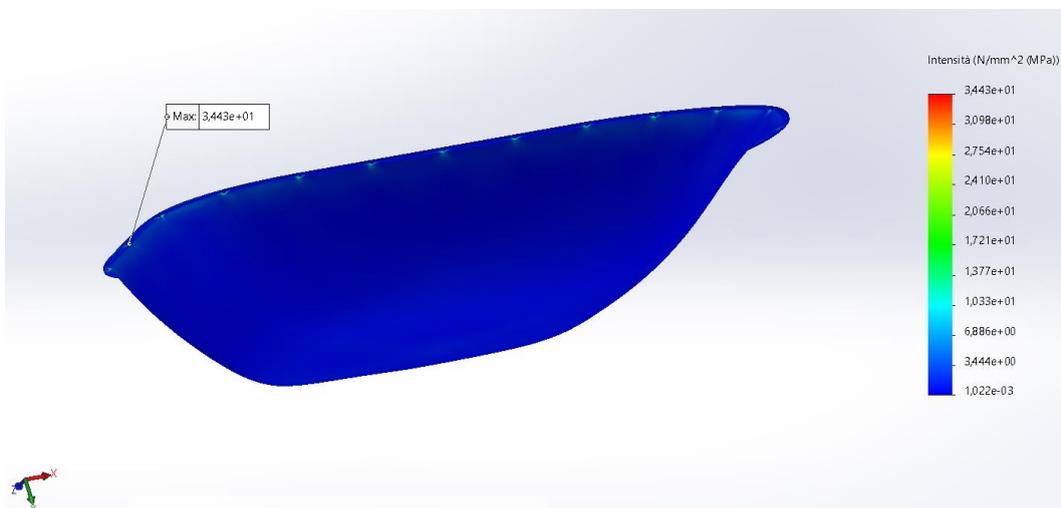


Figura 9.20: Sollecitazioni (ABS isotropo 3.7 mm)

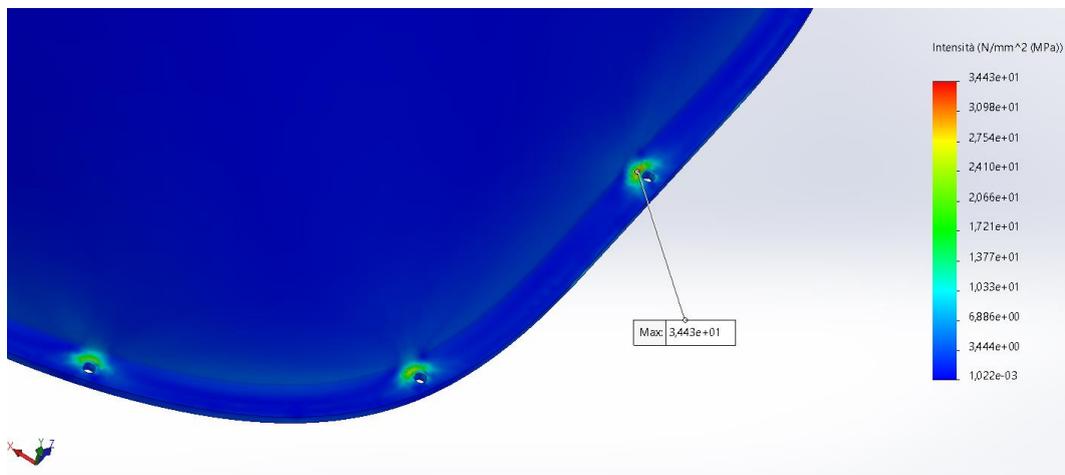


Figura 9.21: Sollecitazioni (ABS isotropo 3.7 mm, dettaglio fori)

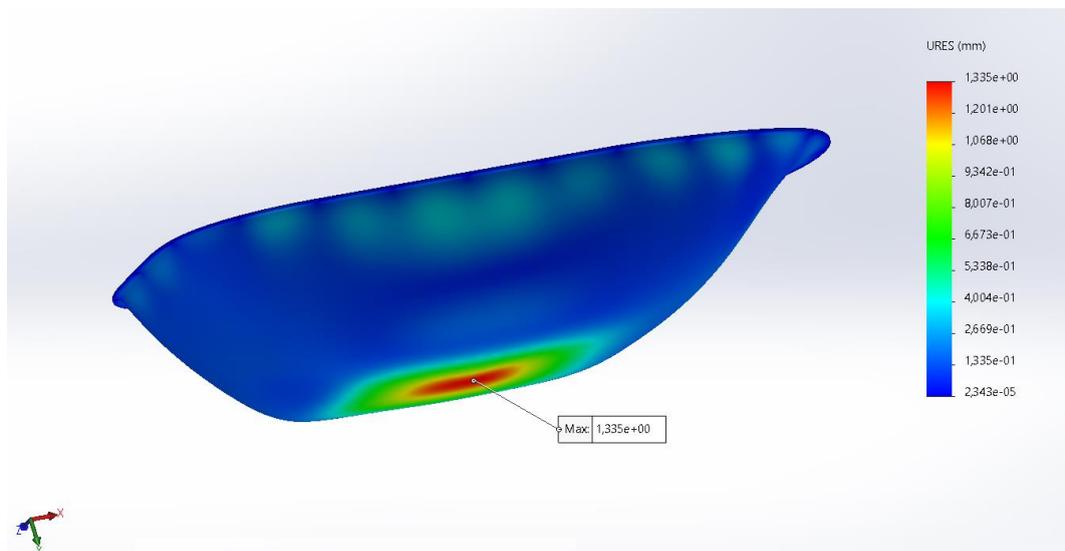


Figura 9.22: Spostamenti (ABS isotropo 3.7 mm)

Lo spessore del radome iniziale di 2 mm non è sufficiente a garantire una sollecitazione massima che risulti essere inferiore alla tensione di rottura del materiale.

È stato dunque considerato uno spessore di 3.7 mm per fare in modo che l'ABS valutato come materiale isotropo risulti soddisfare i requisiti strutturali imposti.

A causa dell'incremento dello spessore del radome la massa dell'elemento aumenta fino a raggiungere il valore di 4.41 kg.

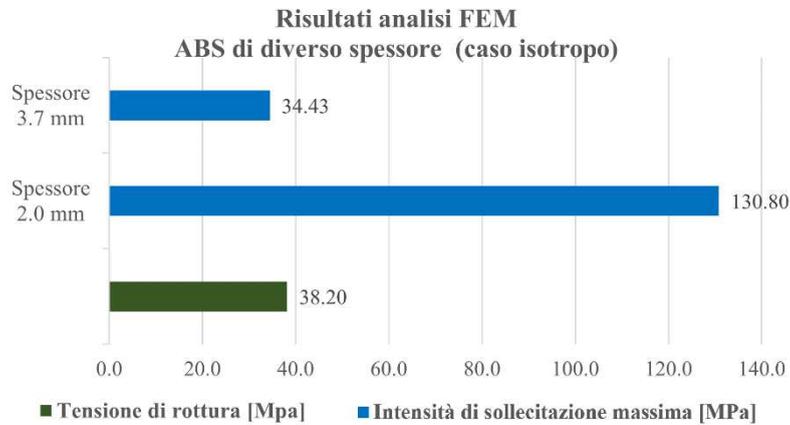


Grafico 9.5: Risultati analisi FEM (ABS isotropo, V_{NE})

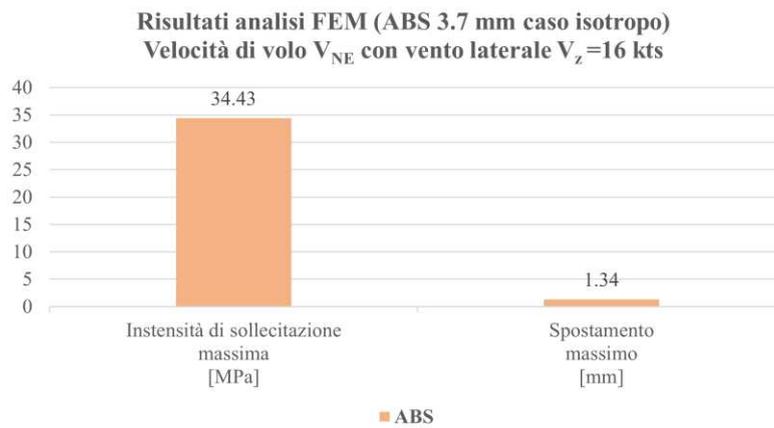


Grafico 9.6: Risultati analisi FEM (ABS isotropo 3.7 mm, V_{NE})

Massa radome di diverso spessore		
Materiale	Spessore [mm]	Massa [kg]
ABS	2.0	2.39
ABS	3.7	4.41

Tabella 9.8: Massa radome di diverso spessore (ABS)

9.4.5.2 Risultati caso anisotropo

Come già illustrato nelle sezioni precedenti del presente documento, eventuali processi di lavorazione sono responsabili dell'introduzione di caratteristiche di anisotropia nel materiale.

Non essendo note a priori le proprietà meccaniche trasversali del materiale, al fine di operare in maniera conservativa si ipotizza un grado di anisotropia del 50%.

Successivamente si è scelto di considerare un grado di anisotropia pari al 75% in modo da poter verificare le differenze in termini di risultati delle simulazioni.

Al fine di introdurre il grado di anisotropia e valutare dunque le proprietà meccaniche trasversali del materiale, le proprietà meccaniche longitudinali sono state moltiplicate per il fattore percentuale considerato.

Anche in questo caso vengono riportati i risultati dell'analisi FEM eseguita sul modello di spessore 3.7 mm.

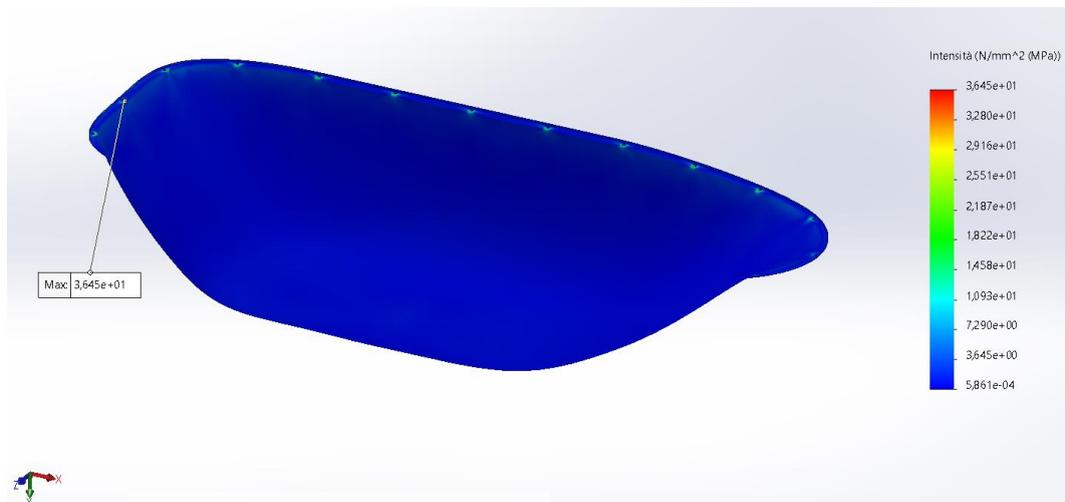


Figura 9.23: Sollecitazioni (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 50%)

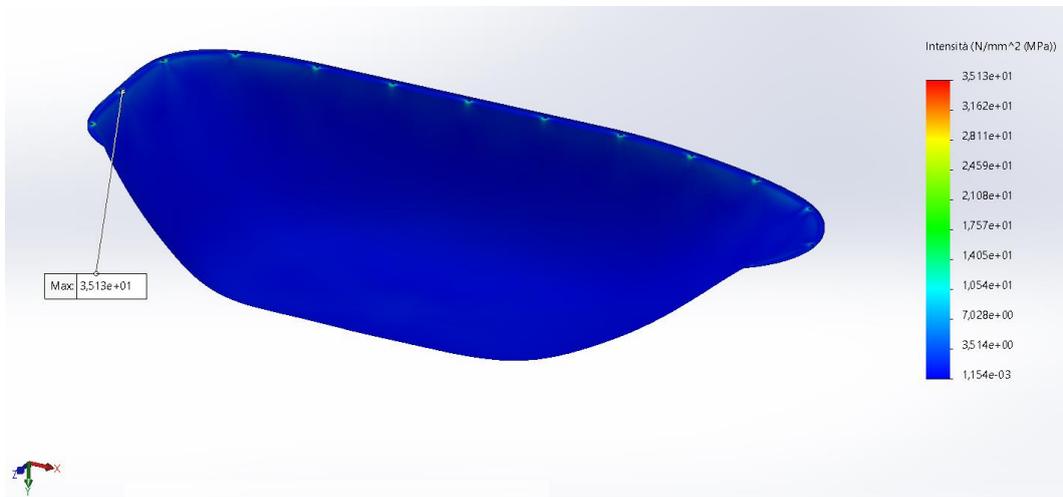


Figura 9.24: Sollecitazioni (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 75%)

9.4.5.3 Criterio di cedimento

Nel caso anisotropo, così come quanto visto per i materiali compositi, è necessario definire un criterio di cedimento. In questa situazione, data la natura termoplastica del materiale, il criterio più adatto ad essere utilizzato risulta il *criterio di massima sollecitazione normale*.

I materiali termoplastici infatti possono avere comportamento sia duttile che fragile, a seconda del tipo di carico applicato, della velocità di applicazione del carico e della temperatura alla quale è soggetto il materiale.

Generalmente il comportamento duttile si verifica in condizioni di temperatura ambiente e sollecitazioni di entità non eccessivamente elevata.

Quando invece il carico è molto elevato, come nel caso in oggetto nel quale la sollecitazione massima è vicina a quella di rottura, il materiale tende ad avere un comportamento fragile.

Sulla base delle considerazioni precedenti e volendo operare in condizioni di maggior conservatività possibile, si è deciso di utilizzare un criterio di cedimento adatto per materiali fragili, ovvero il già citato *criterio di massima sollecitazione normale*.

Sulla base di questa teoria, il cedimento strutturale si verifica quando la sollecitazione massima principale raggiunge il carico di rottura del materiale per la semplice tensione, pertanto deve essere verificata la seguente relazione:

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_{lim}} < 1 \quad (9.3)$$

con σ_1 sollecitazione massima principale e σ_{lim} carico di rottura del materiale.

Anche in questo caso il software *SolidWorks Simulation* restituisce un fattore di sicurezza FOS che rappresenta il coefficiente per il quale devono essere moltiplicate tutte le componenti di sollecitazione del materiale per raggiungere il punto di cedimento sulla base del criterio di cedimento selezionato.

Il fattore di sicurezza risultante dalle simulazioni FEM nel caso in cui il radome sia realizzato in ABS considerato come materiale anisotropo risulta essere superiore al valore unitario.

Nello specifico, nel caso in cui il grado di anisotropia del materiale venga aumentato dal 50% al 75%, il fattore di sicurezza vede un leggero aumento.

Pertanto poiché $FOS > 1$ la struttura del radome non è soggetta a cedimento e dunque tale materiale risulta adatto ad essere applicato alla struttura in questione per le condizioni di carico considerate.

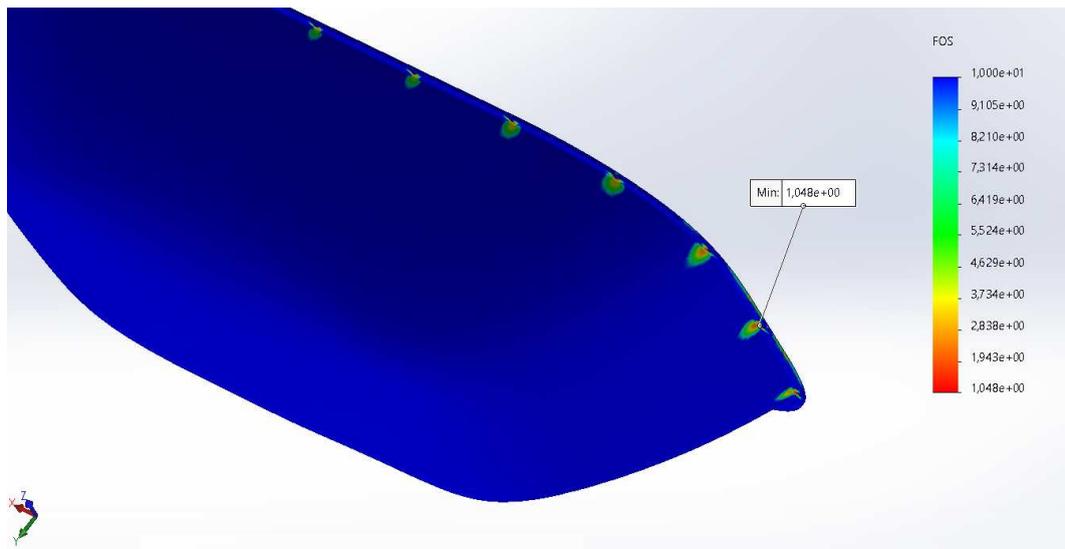


Figura 9.25: Fattore di sicurezza (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 50%)

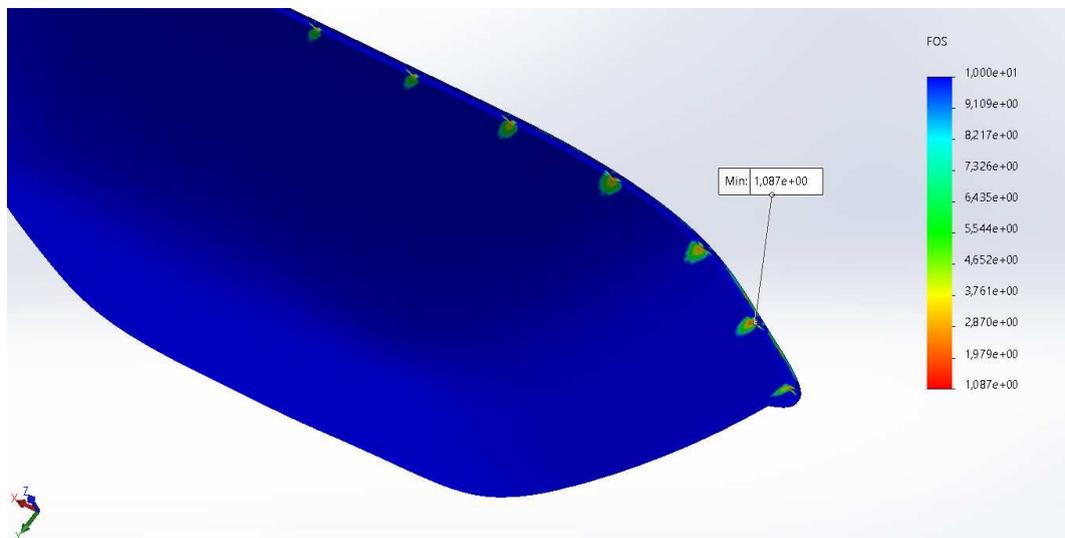


Figura 9.26: Fattore di sicurezza (ABS 3.7 mm, grado di anisotropia 75%)

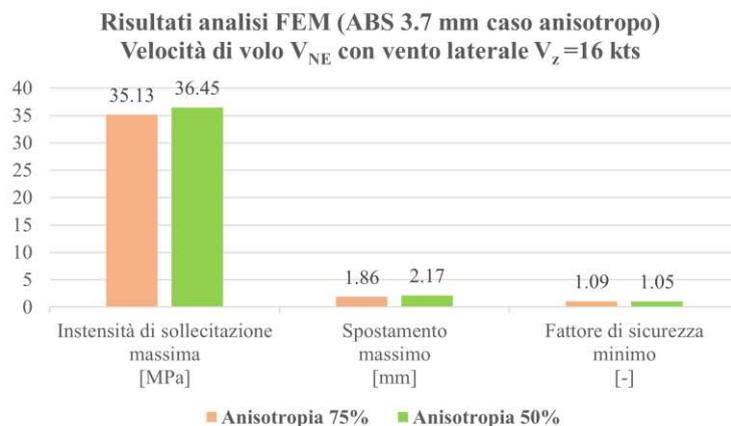


Grafico 9.7: Risultati analisi FEM (ABS 3.7 mm, caso anisotropo, V_{NE})

9.4.5.4 Condizione di volo di crociera

Anche in questo caso, nonostante sia stata verificata la condizione di non cedimento della struttura del radome nelle condizioni di carico di massima gravosità, vengono valutate le sollecitazioni e gli spostamenti a cui è soggetto il radome durante le normali operazioni di volo, nell'ipotesi conservativa che esso sia realizzato in ABS con grado di anisotropia del 50%.

È stato pertanto analizzato il caso in cui il velivolo proceda con velocità di volo pari a quella di crociera V_C . Viene considerata inoltre una velocità del vento laterale pari a $V_z = 16$ kts.

Come da aspettative le sollecitazioni e gli spostamenti sono inferiori rispetto al caso di *Never-Exceed Speed*, di conseguenza il valore del fattore di sicurezza minimo FOS è superiore.

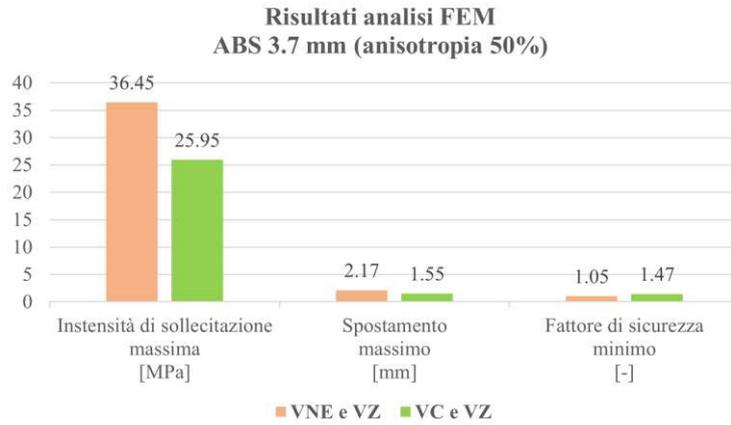


Grafico 9.8: Risultati analisi FEM (ABS 3.7 mm, V_{NE} e V_C)

Capitolo 10

Conclusioni

10.1 Valutazioni finali

Nel capitolo precedente è stata dimostrata la capacità del radome di soddisfare i requisiti strutturali imposti sia nel caso in cui esso sia realizzato in GFRP che nel caso in cui venga realizzato in ABS.

Tuttavia lo spessore e, di conseguenza, la massa del radome non sono gli stessi in entrambi i casi poiché i materiali sono diversi tra loro e caratterizzati da proprietà fisiche e meccaniche differenti.

Di seguito vengono riassunte le caratteristiche in termini di spessore e massa del radome realizzato nei due materiali proposti.

Tali dati saranno il punto di partenza per effettuare le valutazioni finali riguardanti la scelta definitiva del materiale con il quale realizzare la struttura.

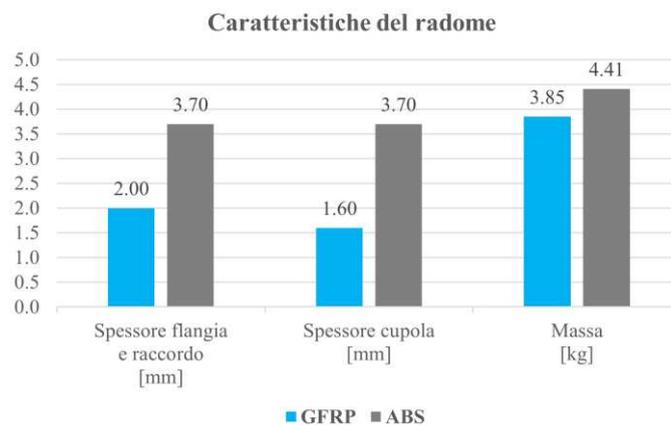


Grafico 10.1: Caratteristiche del radome

Nonostante il radome realizzato in ABS abbia spessore significativamente maggiore rispetto a quello composto da GFRP, le due masse non si discostano in maniera considerevole in quanto la densità dell'ABS è inferiore a quella del polimero rinforzato con fibra di vetro.

Considerando il fatto che il costo del radome nel caso in cui fosse realizzato in GFRP sia notevolmente superiore rispetto al caso in cui lo stesso fosse realizzato in ABS (poiché sia la materia prima che il processo di produzione del GFRP sono più costosi rispetto al caso dell'ABS), si decide di utilizzare proprio lo stesso ABS come materiale costitutivo del radome,

dunque si preferisce sacrificare circa 1 *kg* in termini di massa finale della struttura al fine di ottenere un significativo risparmio economico.

10.2 Ulteriori sviluppi

Una volta effettuata la scelta del materiale, il radome è pronto per essere prodotto ed installato sul velivolo Piper PA32-R300.

Ai fini del rilascio della certificazione STC è opportuno prevedere dei test in volo del componente per verificare che i risultati numerici illustrati nel presente documento vengano confermati anche dal punto di vista sperimentale (ricordando che il lavoro svolto è stato effettuato attraverso l'utilizzo di modelli semplificati).

Successivamente l'ente certificatore EASA procederà con la revisione del progetto e, nel caso in cui la documentazione tecnica, i test e le dimostrazioni saranno conformi a quanto richiesto, approverà il progetto e rilascerà il certificato STC.

Il processo di ottenimento della certificazione dunque non termina con questa attività, tuttavia le valutazioni effettuate e riportate nel seguente documento hanno svolto parte del lavoro e dato il via al processo che permetterà all'aeromobile Piper PA32-R300 di proprietà della società *DigiSky* di poter svolgere le attività di rilevamento aereo proteggendo i suoi sensori con i radome oggetto di studio.

Bibliografia

- [1] A. Alhayek, A. Syamsir, V. Anggraini, Z. C. Muda, N. M. Nor, «*Numerical Modelling of Glass Fiber Reinforced Polymer (GFRP) Cross Arm*» in “International Journal of Recent Technology and Engineering (IJRTE)”, a. MMXX Volume-8 Issue-4, May 2020, pp.6485-6486.
- [2] Piper Aircraft Corporation, «*Pilot's Operating Handbook Piper Cherokee Lance*», August 1, 1975.
- [3] Piper Aircraft Corporation, «*Airplane Service Manual Cherokee Six 260, Cherokee Six 300, Cherokee Lance*», March 27, 2008.
- [4] (SWConnected): Tsai-Wu Failure Criterion, www.SolidWorks.com.
- [5] (The Incomplete Guide to Airfoil Usage): Piper PA-32 Lance, www.selig.ae.illinois.edu.
- [6] (Airfoil Tools): NACA 0012, www.airfoiltools.com.
- [7] (Airfoil Tools): NACA 65-415, www.airfoiltools.com.

