



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

**Dipartimento di Ingegneria Industriale DII**

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

*Analisi CFD di un motore a razzo ibrido a base  
di paraffina per il progetto studentesco Thrust*

Relatore:

Prof. Daniele PAVARIN

Federico SPARACO

Matr. n. 2053330

Anno Accademico 2023/2024



# Indice

Elenco delle figure	iii
Elenco delle tabelle	vii
Introduzione	ix
<b>1 Motori ibridi</b>	<b>1</b>
1.1 Vantaggi . . . . .	1
1.2 Svantaggi . . . . .	2
1.3 Efficienza dei motori a razzo . . . . .	5
<b>2 Modello CFD</b>	<b>9</b>
2.1 Equazioni fondamentali . . . . .	9
2.2 Turbolenza . . . . .	11
2.3 Trattamento della parete . . . . .	13
2.4 Modello di combustione . . . . .	17
2.5 Modello CAD . . . . .	21
2.6 Condizioni al contorno e condizioni iniziali . . . . .	22
2.7 Sintesi del modello CFD . . . . .	23
<b>3 Validazione del modello</b>	<b>25</b>
3.1 HDPE- $O_2$ . . . . .	25
3.1.1 Test 5 . . . . .	26
3.1.2 Test 6 . . . . .	28
3.1.3 Test 21 . . . . .	29
3.2 Paraffina- $O_2$ . . . . .	31
3.2.1 Test 0a . . . . .	31
3.2.2 Test 0b . . . . .	33
3.2.3 Test 1 . . . . .	35
3.2.4 Test 2 . . . . .	37
3.2.5 Test 3 . . . . .	39
3.2.6 Test 4 . . . . .	41
3.2.7 Test 5 . . . . .	43
3.2.8 Test 6 . . . . .	45
3.2.9 Test 7 . . . . .	47
3.2.10 Test 9 . . . . .	49
3.2.11 Test 12 . . . . .	51
3.3 Paraffina- $N_2O$ . . . . .	53
3.3.1 Test $k - \epsilon$ . . . . .	54

3.3.2	Test 13 . . . . .	55
3.3.3	Test 14 . . . . .	56
3.3.4	Test 19 . . . . .	57
3.3.5	Test 45 . . . . .	58
<b>4</b>	<b>Ottimizzazione geometria di <i>Thrust</i></b>	<b>61</b>
4.1	Simulazione 0, configurazione base . . . . .	65
4.2	Simulazione 1, diaframma 20%, no post-camera . . . . .	66
4.3	Simulazione 2, diaframma 40%, no post-camera . . . . .	67
4.4	Simulazione 3, diaframma 60%, no post-camera . . . . .	68
4.5	Simulazione 4, diaframma 80%, no post-camera . . . . .	69
4.6	Simulazione 5, diaframma 100%, no post-camera . . . . .	70
4.7	Simulazione 6, diaframma 20%, post-camera 20 mm . . . . .	71
4.8	Simulazione 7, diaframma 40%, post-camera 20 mm . . . . .	72
4.9	Simulazione 8, diaframma 60%, post-camera 20 mm . . . . .	73
4.10	Simulazione 9, diaframma 80%, post-camera 20 mm . . . . .	74
4.11	Simulazione 10, diaframma 100%, post-camera 20 mm . . . . .	75
4.12	Simulazione 11, diaframma 20%, post-camera 40 mm . . . . .	76
4.13	Simulazione 12, diaframma 40%, post-camera 40 mm . . . . .	77
4.14	Simulazione 13, diaframma 60%, post-camera 40 mm . . . . .	78
4.15	Simulazione 14, diaframma 80%, post-camera 40 mm . . . . .	79
4.16	Simulazione 15, diaframma 100%, post-camera 40 mm . . . . .	80
4.17	Simulazione 16, diaframma 20%, post-camera 60 mm . . . . .	81
4.18	Simulazione 17, diaframma 40%, post-camera 60 mm . . . . .	82
4.19	Simulazione 18, diaframma 60%, post-camera 60 mm . . . . .	83
4.20	Simulazione 19, diaframma 80%, post-camera 60 mm . . . . .	84
4.21	Simulazione 20, diaframma 100%, post-camera 60 mm . . . . .	85
4.22	Risultati . . . . .	86
4.23	Simulazione 21, diaframma con 4 fori circolari . . . . .	88
4.24	Simulazione 22, diaframma con 4 fori a croce . . . . .	91
<b>5</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>95</b>

# Elenco delle figure

1.1	Schematizzazione motore a razzo ibrido . . . . .	1
1.2	Sezione longitudinale camera di combustione . . . . .	2
1.3	Sezione trasversale CC . . . . .	4
2.1	Suddivisione dello strato limite turbolento . . . . .	14
2.2	Velocità adimensionale $u^+$ in funzione della distanza adimensionale $y^+$	16
2.3	Temperatura adimensionale $T^+$ in funzione della distanza adimensionale $y^+$ . . . . .	16
2.4	Dissipazione turbolenta adimensionale $\epsilon^+$ in funzione della distanza adimensionale $y^+$ . . . . .	16
2.5	Negativo di una camera di combustione . . . . .	21
2.6	Interni pieni della camera di combustione . . . . .	21
2.7	Geometria bidimensionale della camera di combustione . . . . .	21
2.8	Inlet ossidante . . . . .	22
2.9	Inlet combustibile . . . . .	22
2.10	Asse . . . . .	22
2.11	Pre-camera, post-camera e ugello . . . . .	22
2.12	Outlet . . . . .	23
3.1	Geometria e quote Test 5 . . . . .	27
3.2	Mesh Test 5 . . . . .	27
3.3	Campo di velocità Test 5 con linee di corrente . . . . .	27
3.4	Temperatura Test 5 . . . . .	27
3.5	Grafico pressione Test 5 . . . . .	27
3.6	Geometria e quote Test 6 . . . . .	28
3.7	Mesh Test 6 . . . . .	28
3.8	Campo di velocità Test 6 con linee di corrente . . . . .	28
3.9	Temperatura Test 6 . . . . .	28
3.10	Grafico pressione Test 6 . . . . .	29
3.11	Geometria e quote Test 21 . . . . .	29
3.12	Mesh Test 21 . . . . .	29
3.13	Campo di velocità Test 21 con linee di corrente . . . . .	29
3.14	Temperatura Test 21 . . . . .	30
3.15	Grafico pressione Test 21 . . . . .	30
3.16	Geometria e quote Test 0a . . . . .	32
3.17	Mesh Test 0a . . . . .	32
3.18	Campo di velocità Test 0a con linee di corrente . . . . .	32
3.19	Temperatura Test 0a . . . . .	32
3.20	Grafico pressione Test 0a . . . . .	32

3.21	Geometria e quote Test 0b . . . . .	33
3.22	Mesh Test 0b . . . . .	33
3.23	Campo di velocità Test 0b con linee di corrente . . . . .	33
3.24	Temperatura Test 0b . . . . .	33
3.25	Grafico pressione Test 0b . . . . .	34
3.26	Geometria e quote Test 1 . . . . .	35
3.27	Mesh Test 1 . . . . .	35
3.28	Campo di velocità Test 1 con linee di corrente . . . . .	35
3.29	Temperatura Test 1 . . . . .	35
3.30	Grafico pressione Test 1 . . . . .	36
3.31	Geometria e quote Test 2 . . . . .	37
3.32	Mesh Test 2 . . . . .	37
3.33	Campo di velocità Test 2 con linee di corrente . . . . .	37
3.34	Temperatura Test 2 . . . . .	37
3.35	Grafico pressione Test 2 . . . . .	37
3.36	Geometria e quote Test 3 . . . . .	39
3.37	Mesh Test 3 . . . . .	39
3.38	Campo di velocità Test 3 con linee di corrente . . . . .	39
3.39	Temperatura Test 3 . . . . .	39
3.40	Grafico pressione Test 3 . . . . .	39
3.41	Geometria e quote Test 4 . . . . .	41
3.42	Mesh Test 4 . . . . .	41
3.43	Campo di velocità Test 4 con linee di corrente . . . . .	41
3.44	Temperatura Test 4 . . . . .	41
3.45	Grafico pressione Test 4 . . . . .	41
3.46	Geometria e quote Test 5 . . . . .	43
3.47	Mesh Test 5 . . . . .	43
3.48	Campo di velocità Test 5 con linee di corrente . . . . .	43
3.49	Temperatura Test 5 . . . . .	43
3.50	Grafico pressione Test 5 . . . . .	43
3.51	Geometria e quote Test 6 . . . . .	45
3.52	Mesh Test 6 . . . . .	45
3.53	Campo di velocità Test 6 con linee di corrente . . . . .	45
3.54	Temperatura Test 6 . . . . .	45
3.55	Grafico pressione Test 6 . . . . .	45
3.56	Geometria e quote Test 7 . . . . .	47
3.57	Mesh Test 7 . . . . .	47
3.58	Campo di velocità Test 7 con linee di corrente . . . . .	47
3.59	Temperatura Test 7 . . . . .	47
3.60	Grafico pressione Test 7 . . . . .	48
3.61	Geometria e quote Test 9 . . . . .	49
3.62	Mesh Test 9 . . . . .	49
3.63	Campo di velocità Test 9 con linee di corrente . . . . .	49
3.64	Temperatura Test 9 . . . . .	49
3.65	Grafico pressione Test 9 . . . . .	50
3.66	Geometria e quote Test 12 . . . . .	51
3.67	Mesh Test 12 . . . . .	51
3.68	Campo di velocità Test 12 con linee di corrente . . . . .	51

3.69	Temperatura Test 12 . . . . .	51
3.70	Grafico pressione Test 12 . . . . .	52
3.71	Geometria test <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	53
3.72	Mesh test <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	54
3.73	Campo di velocità Test $k - \epsilon$ con linee di corrente . . . . .	54
3.74	Temperatura Test $k - \epsilon$ . . . . .	54
3.75	Grafico pressione Test $k - \epsilon$ . . . . .	54
3.76	Campo di velocità Test 13 con linee di corrente . . . . .	55
3.77	Temperatura Test 13 . . . . .	55
3.78	Grafico pressione Test 13 . . . . .	55
3.79	Campo di velocità Test 14 con linee di corrente . . . . .	56
3.80	Temperatura Test 14 . . . . .	56
3.81	Grafico pressione Test 14 . . . . .	56
3.82	Campo di velocità Test 19 con linee di corrente . . . . .	57
3.83	Temperatura Test 19 . . . . .	57
3.84	Grafico pressione Test 19 . . . . .	57
3.85	Campo di velocità Test 45 con linee di corrente . . . . .	58
3.86	Temperatura Test 45 . . . . .	58
3.87	Grafico pressione Test 45 . . . . .	58
4.1	Diverse geometrie del diaframma simulate . . . . .	62
4.2	Geometrie e quote con e senza diaframma e post-camera . . . . .	62
4.3	Geometria tridimensionale . . . . .	63
4.4	Simulazione 0 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	65
4.5	Simulazione 0 temperatura . . . . .	65
4.6	Simulazione 0 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	65
4.7	Simulazione 1 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	66
4.8	Simulazione 1 temperatura . . . . .	66
4.9	Simulazione 1 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	66
4.10	Simulazione 2 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	67
4.11	Simulazione 2 temperatura . . . . .	67
4.12	Simulazione 2 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	67
4.13	Simulazione 3 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	68
4.14	Simulazione 3 temperatura . . . . .	68
4.15	Simulazione 3 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	68
4.16	Simulazione 4 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	69
4.17	Simulazione 4 temperatura . . . . .	69
4.18	Simulazione 4 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	69
4.19	Simulazione 5 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	70
4.20	Simulazione 5 temperatura . . . . .	70
4.21	Simulazione 5 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	70
4.22	Simulazione 6 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	71
4.23	Simulazione 6 temperatura . . . . .	71
4.24	Simulazione 6 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	71
4.25	Simulazione 7 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	72
4.26	Simulazione 7 temperatura . . . . .	72
4.27	Simulazione 7 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	72
4.28	Simulazione 8 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	73

4.29	Simulazione 8 temperatura . . . . .	73
4.30	Simulazione 8 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	73
4.31	Simulazione 9 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	74
4.32	Simulazione 9 temperatura . . . . .	74
4.33	Simulazione 9 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	74
4.34	Simulazione 10 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	75
4.35	Simulazione 10 temperatura . . . . .	75
4.36	Simulazione 10 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	75
4.37	Simulazione 11 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	76
4.38	Simulazione 11 temperatura . . . . .	76
4.39	Simulazione 11 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	76
4.40	Simulazione 12 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	77
4.41	Simulazione 12 temperatura . . . . .	77
4.42	Simulazione 12 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	77
4.43	Simulazione 13 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	78
4.44	Simulazione 13 temperatura . . . . .	78
4.45	Simulazione 13 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	78
4.46	Simulazione 14 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	79
4.47	Simulazione 14 temperatura . . . . .	79
4.48	Simulazione 14 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	79
4.49	Simulazione 15 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	80
4.50	Simulazione 15 temperatura . . . . .	80
4.51	Simulazione 15 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	80
4.52	Simulazione 16 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	81
4.53	Simulazione 16 temperatura . . . . .	81
4.54	Simulazione 16 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	81
4.55	Simulazione 17 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	82
4.56	Simulazione 17 temperatura . . . . .	82
4.57	Simulazione 17 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	82
4.58	Simulazione 18 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	83
4.59	Simulazione 18 temperatura . . . . .	83
4.60	Simulazione 18 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	83
4.61	Simulazione 19 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	84
4.62	Simulazione 19 temperatura . . . . .	84
4.63	Simulazione 19 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	84
4.64	Andamento $c^*$ . . . . .	87
4.65	Simulazione 21 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	88
4.66	Simulazione 21 temperatura . . . . .	89
4.67	Simulazione 21 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	89
4.68	Possibile residuo di un diaframma con 4 fori circolari . . . . .	90
4.69	Simulazione 22 campo di velocità con linee di corrente . . . . .	91
4.70	Simulazione 22 temperatura . . . . .	91
4.71	Simulazione 22 frazione di massa $N_2O$ . . . . .	92
5.1	Geometria definitiva . . . . .	96



# Elenco delle tabelle

2.1	Parametri cinetica chimica . . . . .	20
3.1	Risultati test <i>HDPE-O<sub>2</sub></i> . . . . .	26
3.2	Parametri cinetici test <i>HDPE-O<sub>2</sub></i> . . . . .	26
3.3	Risultati Test 5 <i>HDPE-O<sub>2</sub></i> . . . . .	28
3.4	Risultati Test 6 <i>HDPE-O<sub>2</sub></i> . . . . .	29
3.5	Risultati Test 21 <i>HDPE-O<sub>2</sub></i> . . . . .	30
3.6	Paragone test sperimentali - simulazioni, <i>HDPE-O<sub>2</sub></i> . . . . .	30
3.7	Risultati test <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	31
3.8	Parametri cinetici test <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	31
3.9	Risultati Test 0a <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	31
3.10	Risultati Test 0b <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	34
3.11	Risultati Test 1 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	36
3.12	Risultati Test 2 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	38
3.13	Risultati Test 3 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	40
3.14	Risultati Test 4 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	42
3.15	Risultati Test 5 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	44
3.16	Risultati Test 6 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	46
3.17	Risultati Test 7 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	48
3.18	Risultati Test 9 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	50
3.19	Risultati Test 12 <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	52
3.20	Paragone test sperimentali - simulazioni, <i>paraffina-O<sub>2</sub></i> . . . . .	52
3.21	Risultati test <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	53
3.22	Parametri cinetici test <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	53
3.23	Risultati Test $k - \epsilon$ <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	54
3.24	Risultati Test 13 <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	55
3.25	Risultati Test 14 <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	56
3.26	Risultati Test 19 <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	57
3.27	Risultati Test 45 <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	58
3.28	Paragone test sperimentali- simulazioni, <i>paraffina-N<sub>2</sub>O</i> . . . . .	59
4.1	Configurazioni del diaframma e della post-camera per le varie simulazioni . . . . .	64
4.2	Caratteristiche del motore di SFR 3 . . . . .	64
4.3	Risultati simulazione 0 . . . . .	65
4.4	Risultati simulazione 1 . . . . .	66
4.5	Risultati simulazione 2 . . . . .	67
4.6	Risultati simulazione 3 . . . . .	68
4.7	Risultati simulazione 4 . . . . .	69

4.8	Risultati simulazione 5 . . . . .	70
4.9	Risultati simulazione 6 . . . . .	71
4.10	Risultati simulazione 7 . . . . .	72
4.11	Risultati simulazione 8 . . . . .	73
4.12	Risultati simulazione 9 . . . . .	74
4.13	Risultati simulazione 10 . . . . .	75
4.14	Risultati simulazione 11 . . . . .	76
4.15	Risultati simulazione 12 . . . . .	77
4.16	Risultati simulazione 13 . . . . .	78
4.17	Risultati simulazione 14 . . . . .	79
4.18	Risultati simulazione 15 . . . . .	80
4.19	Risultati simulazione 16 . . . . .	81
4.20	Risultati simulazione 17 . . . . .	82
4.21	Risultati simulazione 18 . . . . .	83
4.22	Risultati simulazione 19 . . . . .	84
4.23	Pressione e efficienza di combustione con diaframma a foro centrale .	86
4.24	Risultati simulazione 21 . . . . .	88
4.25	Risultati simulazione 22 . . . . .	92
5.1	Comparazione $c^*$ con diversi diaframmi . . . . .	95

# Introduzione

La presente tesi si propone di migliorare la progettazione della camera di combustione di un motore a razzo ibrido.

Questa necessità nasce in un contesto come quello del progetto studentesco *Thrust*, in cui un team di circa 60 studenti dell'Università di Padova, provenienti da differenti corsi di laurea, si è unito con l'ambizioso obiettivo di progettare e realizzare SFR 3, un razzo ibrido capace di raggiungere con estrema precisione un apogeo di  $3km$ .

Con una spinta media di  $1280N$  e un impulso totale di  $8600Ns$ , il motore di SFR 3 si posiziona nella classe M dei motori per razzomodellismo.

Il propellente è composto da ossidante liquido e combustibile solido, in particolare da protossido di azoto ( $N_2O$ ) in fase liquida e paraffina Sasolwax 0907 ( $C_{50}H_{102}$ ) in fase solida.

Per la progettazione del motore, i partecipanti di *Thrust* hanno sviluppato un codice MATLAB capace di prevedere molti degli aspetti principali del motore, come il comportamento dell'ossidante nel serbatoio, l'iniezione, la regressione del combustibile solido e l'accelerazione dei gas attraverso l'ugello. Questo strumento risulta quindi estremamente utile in fase di progettazione. Tuttavia, presenta una carenza significativa per quanto riguarda un elemento cruciale dei motori a razzo ibridi: la fluidodinamica. Il comportamento dei fluidi all'interno della camera di combustione è determinante per le prestazioni complessive del motore. Ottimizzando la fluidodinamica interna, è possibile raggiungere un'efficienza di combustione superiore e, di conseguenza, un impulso specifico più elevato. Incrementare quest'ultimo parametro è essenziale, poiché permette di aumentare la spinta generata a parità di consumo di propellente.

È proprio qui che entro in gioco lo studio presentato in questa tesi, che si concentra sulla verifica della fattibilità di un'analisi CFD (Computational Fluid Dynamics) utilizzando il software commerciale Star CCM+.

Esistono già alcune ricerche che si sono soffermate sullo studio fluidodinamico dei motori ibridi, con lo scopo di comprendere fenomeni molto complessi come può essere ad esempio lo scambio termico dalla fiamma alla parete di un grano combustibile e quindi il tasso di regressione del combustibile stesso ([4], [7], [5]), oppure il comportamento degli ossidanti bifasici ([10]) o più in generale dei benefici di diversi sistemi di iniezione ([2]).

Questo elaborato sarà invece incentrato su aspetti meno dettagliati, ma che sicuramente danno il loro contributo in fase di progettazione di un motore, come può essere la ricerca di una migliore efficienza di combustione.

La capacità di simulare la fluidodinamica interna di un motore ibrido permetterà infatti di apportare modifiche alla geometria della camera di combustione, mirate a migliorare l'efficienza del processo di combustione e, di conseguenza, le prestazioni

complessive del motore. Durante la fase di progettazione, il parametro di riferimento per valutare l'efficienza della combustione sarà la velocità caratteristica  $c^*$ .

L'obiettivo dell'elaborato è individuare la configurazione della camera di combustione che consenta di ottenere il valore più elevato possibile di  $c^*$ . Per raggiungere questo risultato, il lavoro si articolerà in diverse fasi: inizialmente, verrà modellato il fenomeno fisico; successivamente, il modello sarà validato tramite casi sperimentali; infine, si procederà alla progettazione vera e propria, con la simulazione del comportamento della camera di combustione del motore di SFR 3. Quest'ultima è composta da una pre-camera, situata a monte del combustibile, e da un grano con porta cilindrica. I gas di scarico vengono poi diretti verso un ugello con una gola di 18 mm di diametro e un rapporto di espansione di 5.65.

L'obiettivo principale rimane il miglioramento dell'efficienza di combustione. Pertanto, la configurazione dell'ugello, progettata specificamente per i requisiti della missione, non sarà modificata. Verranno invece valutati l'utilizzo di un diaframma, posizionato in diversi punti della camera di combustione, le sue varie geometrie, e l'introduzione di una post-camera. Tuttavia, l'aggiunta di un diaframma e di una post-camera comporterà un aumento della massa inerte del sistema, quindi eventuali miglioramenti nell'efficienza di combustione dovranno essere considerati in relazione a questo incremento di massa.

# Capitolo 1

## Motori ibridi

I motori a razzo ibridi rappresentano un compromesso tra i motori a propellente liquido e quelli a propellente solido. In questi motori, il propellente non è interamente stivato né in fase liquida né in fase solida, ma utilizza uno dei componenti (combustibile o comburente) in forma liquida e l'altro in forma solida. Solitamente, il combustibile è immagazzinato sotto forma di grano solido all'interno della camera di combustione, mentre il comburente, o ossidante, è conservato in un serbatoio in fase liquida. In figura 1.1 è illustrato lo schema generale di un motore ibrido. A partire da sinistra, si trova il serbatoio contenente l'ossidante liquido, che viene convogliato attraverso la linea fluidica, solitamente dotata di una valvola principale, per poi essere iniettato nella camera di combustione tramite un iniettore specifico. All'interno della camera avviene la reazione di combustione tra combustibile e comburente; questa genera una miscela di gas caldi e leggeri che viene successivamente accelerata dall'ugello per produrre la spinta necessaria.

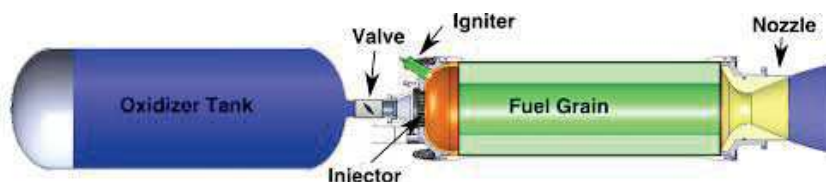


Figura 1.1: Schematizzazione motore a razzo ibrido

Ovviamente il motore ibrido porta con sé diversi vantaggi e svantaggi rispetto alle altre tipologie di motori, di seguito analizziamo più approfonditamente questi aspetti.

### 1.1 Vantaggi

- *Sicurezza:* Dato che combustibile e comburente sono stivati separatamente e richiedono un innesco tramite accenditore per avviare la combustione, i motori ibridi offrono una maggiore sicurezza rispetto ai motori a propellente solido e liquido. Inoltre, nei motori ibridi, la combustione è controllata dalla fluidodinamica, il che significa che l'interazione tra il grano combustibile e il flusso di ossidante, necessaria per la reazione, dipende dalla maniera in cui il flusso si

muove all'interno della camera di combustione. Questo non accade nei motori a propellente solido.

Questa caratteristica dei motori ibridi rappresenta un vantaggio in presenza di cricche nel grano combustibile: una cricca in un propellente solido può causare pericolose sovrappressioni a causa della natura pre-miscelata del propellente, con potenziali conseguenze disastrose. Al contrario, in un motore ibrido, una cricca nel grano combustibile non può innescare la combustione se non viene esposta al flusso di ossidante.

- *Costi contenuti:* come diretta conseguenza della sicurezza del motore ibrido, si presenta anche la riduzione dei costi di realizzazione, essendoci bisogno di meno accorgimenti sul manufacturing e di meno requisiti stringenti sulla realizzazione del grano rispetto a un propulsore solido.
- *Fluidica ridotta rispetto al liquido:* il motore ibrido ha bisogno di una singola linea fluidica principale, che trasporti l'ossidante dal serbatoio alla camera di combustione. In un motore liquido le linee principali sono due, una per l'ossidante e una per il combustibile. Questa caratteristica, oltre a rendere meno complesso il sistema nel suo insieme, riduce anche i costi di realizzazione.
- *Spinta regolabile:* Attraverso valvole presenti sulla linea fluidica, è possibile controllare la portata di ossidante in ingresso nella camera di combustione, il che dà la possibilità di regolare il profilo di spinta del motore.

## 1.2 Svantaggi

- *Basso regression rate:* i combustibili utilizzati nei motori ibridi presentano un basso tasso di regressione.

Con l'ausilio della figura 1.2, è possibile comprendere il processo di combustione che avviene in un razzo ibrido.

L'ossidante, iniettato nella camera di combustione tramite l'iniettore, colpisce

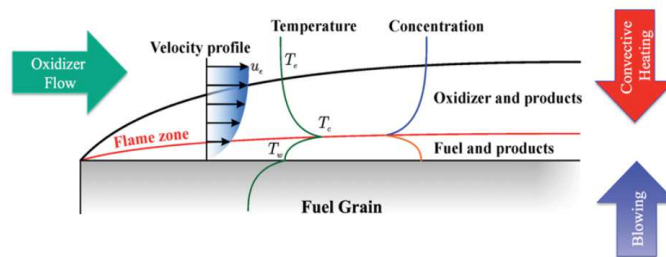


Figura 1.2: Sezione longitudinale camera di combustione

il grano generando uno strato limite, la cui presenza è evidente nell'andamento della velocità dell'ossidante mostrato nella figura. All'interno di questo strato limite si forma la zona di fiamma, ovvero l'area in cui combustibile e comburenti si incontrano e danno vita alla reazione. Come si può osservare, la fiamma non si sviluppa direttamente a contatto con il grano, ma in una zona distante da esso. Questa distanza fa sì che il principale meccanismo di trasferimento

di calore dalla fiamma al grano sia la convezione. Nei motori a propellente solido, invece, la fiamma si genera a contatto con il grano e il trasferimento di calore avviene principalmente per conduzione.

Questa differenza comporta un processo di sublimazione del grano combustibile più lento nei motori ibridi, riducendo così il tasso di regressione rispetto a un motore solido. Contrariamente a quanto si potrebbe pensare, aumentare il flusso di ossidante per avvicinare la fiamma al grano non risolve il problema. Sebbene l'aumento del flusso di ossidante incrementi la portata di combustibile, il combustibile stesso, attraverso il soffio di particelle evaporate, tende a spingere nuovamente la fiamma lontano dal grano.

Questo rappresenta un limite tecnologico dei motori ibridi, che può però essere mitigato con alcuni accorgimenti. Uno di questi è l'uso di combustibili a basso punto di fusione, che invece di ablare, ovvero passare direttamente dallo stato solido a quello gassoso, attraversano prima una fase liquida. In questo modo, lo strato liquido che si forma sulla superficie del grano viene asportato meccanicamente dal flusso di ossidante, aumentando il tasso di regressione.

Un altro stratagemma per evitare una portata di combustibile eccessivamente bassa è l'impiego di grani multiporta. Questi permettono di aumentare la portata complessiva di combustibile, ma a scapito di un aumento della massa inerte, poiché la geometria di un grano multiporta rende difficile la combustione completa, lasciando spesso residui di grano incombusti.

Infine, si può intervenire sul metodo di iniezione dell'ossidante per aumentare il tasso di regressione. Un iniettore swirl, ad esempio, grazie alla componente di velocità tangenziale che impartisce al flusso di ossidante, consente di avvicinare la fiamma al grano combustibile, migliorando lo scambio termico e, di conseguenza, il tasso di regressione.

- *O/F variabile*: il tasso di regressione del grano combustibile varia in modo inversamente proporzionale con l'aumentare dell'area di porta. Questo fenomeno può essere descritto dalla relazione  $\dot{r} = aG_{ox}^n$  dove  $a$  e  $n$  sono coefficienti balistici caratteristici per ogni propellente, mentre  $G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_p}$ , con  $\dot{m}_{ox}$  pari alla portata di ossidante e  $A_p$  pari all'area di porta. Poiché quest'ultima aumenta con l'avanzare della combustione, si verifica una riduzione nel tempo del tasso di regressione  $\dot{r}$  e, di conseguenza, dell'iniezione di combustibile. Questo calo nel tasso di regressione non viene compensato dall'aumento della superficie attiva del grano, portando quindi a un aumento del rapporto tra ossidante e combustibile (O/F).

È dimostrato che esistono propellenti che permettono di ottenere un rapporto O/F costante, ovvero quelli per cui il coefficiente  $n$  utilizzato nel calcolo del tasso di regressione è pari a 0,5.

- *Bassa efficienza di combustione*: L'efficienza di combustione nei motori ibridi è fortemente influenzata dalla fluidodinamica del flusso di ossidante. Questo fenomeno può essere meglio compreso osservando uno schema della sezione trasversale della camera di combustione durante il funzionamento a regime (figura 1.3). Nell'immagine, si possono distinguere i seguenti elementi:

- La parte grigia rappresenta il grano combustibile
- La parte blu indica l'ossidante

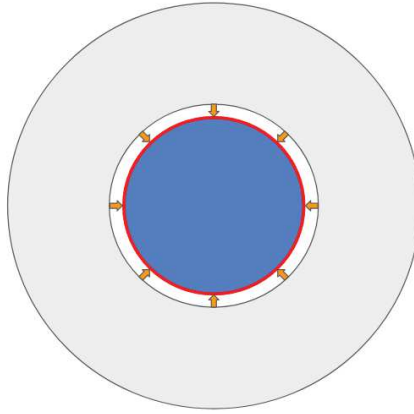


Figura 1.3: Sezione trasversale CC

- Le frecce arancioni mostrano la sublimazione del grano
- La zona rossa evidenzia l'area di fiamma, dove combustibile e ossidante si incontrano

Un aspetto critico emerge dall'analisi di questa configurazione: una significativa quantità di ossidante al centro della sezione non entra in contatto con il combustibile. Questo fenomeno può portare all'espulsione di ossidante incombusto dall'ugello, causando una notevole perdita di efficienza di combustione. Per ovviare a questo problema, si possono implementare soluzioni che favoriscano il miscelamento dei reagenti all'interno della camera di combustione. Tra le possibili strategie troviamo l'installazione di una post-camera tra il grano combustibile e l'ugello e l'inserimento di diaframmi all'interno della camera, progettati per innescare macroturbolenze che migliorino il mescolamento dei reagenti. Queste soluzioni mirano a ottimizzare l'interazione tra combustibile e ossidante, aumentando così l'efficienza complessiva del motore ibrido.

- *Impaccamento*: Un aspetto critico del motore ibrido è rappresentato dal parametro  $G_{ox}$ , il cui valore deve rientrare in un intervallo ben definito. Tipicamente, questo intervallo è compreso tra un minimo di  $20 \div 30 \frac{kg}{m^2s}$  e un massimo di circa  $1000 \frac{kg}{m^2s}$ . Questi limiti sono fondamentali per il corretto funzionamento del motore:
  - *Limite inferiore*: Un  $G_{ox}$  al di sotto del valore minimo indica una portata  $\dot{m}_{ox}$  insufficiente rispetto all'area di porta. Ciò può comportare una carenza di ossidante necessario per mantenere la combustione, con il rischio di spegnimento del motore.
  - *Limite superiore*: Un  $G_{ox}$  che supera il valore massimo implica un flusso eccessivo di ossidante. Questo può causare lo spazzamento della fiamma dal grano combustibile, portando allo spegnimento del motore o impedendone l'accensione iniziale.

Questa limitazione tecnologica impone vincoli sulla geometria del grano combustibile. In particolare, impedisce l'adozione di una forma schiacciata, caratterizzata da un grande diametro e una bassa lunghezza. Tale configurazione



rischierebbe di generare uno spettro di  $G_{ox}$  troppo ampio durante la combustione, iniziando da valori elevati per poi scendere a livelli eccessivamente bassi, rendendo difficile il mantenimento del parametro entro i limiti prescritti. Di conseguenza, si stabilisce un rapporto minimo tra lunghezza e diametro del grano, espresso come  $\frac{L}{D} = \frac{\text{lunghezza}}{\text{diametro}}$ , che generalmente non scende al di sotto di 1. Questa restrizione, che impone una lunghezza minima del grano o un diametro massimo, limita la flessibilità nell'impaccamento del motore ibrido. Una possibile soluzione a queste limitazioni è rappresentata dai grani multiporta. Questi offrono il vantaggio di ridurre il rapporto L/D grazie a una combustione più lenta rispetto ai grani a porta singola. Ciò comporta una diminuzione della velocità di aumento dell'area di porta e, di conseguenza, una riduzione dello spettro di  $G_{ox}$  durante il funzionamento del motore. In sintesi, la gestione del parametro  $G_{ox}$  rappresenta una sfida significativa nella progettazione dei motori ibridi, influenzando direttamente la geometria del grano combustibile e le prestazioni complessive del sistema propulsivo.

### 1.3 Efficienza dei motori a razzo

Nei motori ibridi, come per gli altri motori a propulsione chimica, la spinta è data da [13]

$$S = \dot{m} \cdot v_{exit} + A_{exit} \cdot (p_{exit} - p_a) \quad (1.1)$$

dove

- $\dot{m}$  è la portata di massa uscente dall'ugello
- $v_{exit}$  è la velocità con cui vengono eiettati i gas
- $A_{exit}$  è la sezione di uscita dell'ugello
- $p_{exit}$  è la pressione del gas all'uscita dell'ugello
- $p_a$  è la pressione atmosferica

Si nota che la spinta dipende dal prodotto tra la velocità con cui vengono eiettati i gas e la portata massica dei gas stessi. Per questo motivo questi ultimi vogliono sempre essere accelerati facendo sì che escano con una velocità più alta possibile. In questo modo si avrà bisogno di meno massa per raggiungere una certa spinta.

Si può anche definire la velocità efficace di scarico  $c$  come

$$c = v_{exit} + \frac{p_{exit} - p_a}{\dot{m}} \cdot A_{exit} = I_{sp} \cdot g \quad (1.2)$$

dove

- $I_{sp}$  è l'impulso specifico del motore
- $g$  è l'accelerazione di gravità

Dalle equazioni 1.1 e 1.2 notiamo che la spinta si può esprimere come

$$S = \dot{m} \cdot c = \dot{m} \cdot I_{sp} \cdot g \quad (1.3)$$

rendendo così più intuitivo il fatto che a parità di spinta, maggiore è l'impulso specifico, minore sarà la quantità di combustibile necessaria per ottenere quella determinata spinta. Questo ci permette di definire l'impulso specifico come un parametro che rappresenta l'efficienza di un motore a razzo.

Esistono però altri due parametri, nell'ambito della propulsione a razzo, che vengono utilizzati come indicatori di efficienza. Stiamo parlando del coefficiente di spinta  $c_F$  e della velocità caratteristica  $c^*$ . Il primo è definito come

$$c_F = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_{exit}}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \frac{p_{exit} - p_a}{p_0} \cdot \frac{A_{exit}}{A_g} \quad (1.4)$$

dove

- $k$  è il rapporto tra calori specifici
- $p_0$  è la pressione in camera di combustione
- $A_g$  è l'area di gola dell'ugello

Esso è un indicatore dell'efficienza dell'ugello. Come si può notare, non dipende dalla temperatura dei gas, quindi non ha nulla a che fare con la combustione del propellente, bensì solamente con la bontà dell'accelerazione dei gas stessi. Il parametro che, al contrario, tiene conto dell'efficienza di combustione è la velocità caratteristica  $c^*$ . Essa è definita come:

$$c^* = \frac{\sqrt{k \frac{R}{M_m} T_0}}{k \sqrt{\left[\frac{2}{k+1}\right]^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (1.5)$$

dove

- $R$  è la costante universale dei gas
- $M_m$  è la massa molare dei gas
- $T_0$  è la temperatura totale in camera di combustione

Questo parametro si misura in  $\frac{m}{s}$  e come anticipato indica quanto è efficiente la combustione del propellente.

Si può dimostrare [13] che la velocità efficace di scarico è pari al prodotto di questi due indicatori di efficienza, rendendo così possibile un'ulteriore formulazione della spinta generata da un motore:

$$S = \dot{m} \cdot c^* \cdot c_F \quad (1.6)$$

Nel corso di questa tesi, come già anticipato, si cercherà di modificare la geometria della camera di combustione di SFR 3 proprio per aumentare il coefficiente  $c^*$ , che indica quanto è efficiente la combustione.

Uno dei problemi dei motori ibridi elencati precedentemente in questo capitolo era

proprio la bassa efficienza di combustione. Questa tesi si pone quindi l'obiettivo di valutare quali possano essere le soluzioni per limitare questo problema.

Le valutazioni opportune verranno effettuate sulla base di simulazioni CFD eseguite tramite il software commerciale Star CCM+. Nel prossimo capitolo si entrerà quindi nel dettaglio dell'utilizzo di questo software, osservando quali modelli e quali accorgimenti è meglio utilizzare per lo scopo di questo elaborato.



# Capitolo 2

## Modello CFD

### 2.1 Equazioni fondamentali

Le analisi CFD rappresentano uno strumento estremamente potente nella fase di progettazione di qualsiasi componente che debba interagire con un campo fluidodinamico, come ad esempio la camera di combustione di un motore ibrido. A questo scopo, il software commerciale Star CCM+ ci consente di simulare con precisione il comportamento di ossidante e combustibile all'interno della camera di combustione. Questo comportamento è governato dalle leggi fondamentali di conservazione della massa, della quantità di moto, del momento angolare e dell'energia.

La legge di conservazione della massa è espressa dalla relazione:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (2.1)$$

dove  $\rho$  è la densità del fluido e  $\mathbf{v}$  la sua velocità [12].

La conservazione della quantità di moto è invece descritta dalla seguente equazione:

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \otimes \mathbf{v}) = \nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} + \mathbf{f}_b = \nabla \cdot (p \mathbf{I}) + \nabla \cdot \mathbf{T} + \mathbf{f}_b \quad (2.2)$$

dove  $p$  rappresenta la pressione,  $\boldsymbol{\sigma}$  è il tensore degli sforzi, scomponibile in una componente isotropa dovuta alla pressione e una componente deviatorica dovuta alla viscosità. Qui,  $\mathbf{I}$  è la matrice identità,  $\mathbf{T}$  il tensore degli sforzi viscosi, e  $\mathbf{f}_b$  la risultante delle forze di massa.

Per la conservazione del momento angolare, è sufficiente che il tensore degli sforzi  $\boldsymbol{\sigma}$  sia simmetrico, il che implica la relazione:

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\sigma}^T \quad (2.3)$$

La conservazione dell'energia è espressa dalla seguente equazione:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho E \mathbf{v}) = \mathbf{f}_b \cdot \mathbf{v} + \nabla \cdot (\mathbf{v} \cdot \boldsymbol{\sigma}) - \nabla \cdot \mathbf{q} + S_E \quad (2.4)$$

dove  $E$  è l'energia totale per unità di massa,  $\mathbf{q}$  è il flusso termico e  $S_E$  rappresenta un eventuale termine sorgente di energia.

Queste equazioni di conservazione devono essere integrate sui volumi di controllo definiti nella fase di meshing e devono essere affiancate da una relazione costitutiva,

nel nostro caso l'equazione di stato dei gas ideali, per ottenere un sistema di equazioni risolvibili. Avremo quindi 4 equazioni linearmente indipendenti: la 2.1, la 2.2 e la 2.4, che costituiscono le equazioni di Navier-Stokes, e l'equazione di stato dei gas ideali:

$$p = \rho \frac{R}{M_m} T \quad (2.5)$$

che mette in relazione la densità  $\rho$  con le altre due grandezze termodinamiche, pressione  $p$  e temperatura  $T$ .

Queste equazioni risultano risolvibili per le quattro incognite  $\rho, p, \mathbf{v}, T$  ( $E$  è una funzione di  $T$ ). Si noti che  $\mathbf{v}$  è un vettore con tre componenti, una per ogni coordinata spaziale, il che aumenta il numero di incognite da 4 a 6. Questo non rappresenta un problema, poiché anche l'equazione di conservazione della quantità di moto 2.2 è vettoriale. Pertanto, ci saranno tante equazioni di conservazione della quantità di moto quante sono le coordinate spaziali considerate.

Per risolvere queste equazioni, utilizzeremo il *coupled solver* di Star CCM+, che risolverà simultaneamente tutte le equazioni del sistema, raggruppandole in un'unica equazione vettoriale del tipo:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint [\mathbf{F} - \mathbf{G}] \cdot d\mathbf{a} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (2.6)$$

dove i vettori sono definiti come segue:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{v} \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{v} \\ \rho \mathbf{v} \mathbf{v} + p \mathbf{I} \\ \rho \mathbf{v} H + p \mathbf{v} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{T} \\ \mathbf{T} \cdot \mathbf{v} + \dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} S_u \\ \mathbf{f}_b \\ S_u \end{bmatrix}$$

Sostituendo nella 2.6 i vettori appena definiti e separando componente per componente le equazioni ottenute, si osserva che queste non sono altro che le equazioni di conservazione definite inizialmente, integrate su un volume di controllo  $V$ .

Mediante opportune discretizzazioni, che possono essere parzialmente controllate dall'utente, le equazioni passano dalla forma integrale alla forma discreta, con gli integrali sostituiti da opportune sommatorie. Per l'integrale su una superficie di una certa proprietà del fluido, si avrà:

$$\int_A \mathbf{J}^\phi \cdot d\mathbf{a} \approx \sum_f \mathbf{J}_f^\phi \cdot \mathbf{a}_f \quad (2.7)$$

dove  $A$  è la frontiera del volume di controllo,  $\mathbf{J}$  è il flusso della proprietà del fluido  $\phi$  e  $\mathbf{a}$  è il vettore normale alla superficie. Il pedice  $f$  indica le facce in cui è suddivisa la superficie  $A$ .

Per gli integrali sul volume  $V$ , si avrà invece:

$$\int_V \phi dV \approx \phi_0 V_0 \quad (2.8)$$

dove  $V$  è il volume di controllo, il pedice  $0$  indica la cella  $0$ , e quindi  $\phi_0$  rappresenta il valore di  $\phi$  nel punto centrale della cella  $0$ .

L'equazione 2.6 può dunque essere riscritta come:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\mathbf{W}V)_0 + \sum_f [(\mathbf{F} - \mathbf{G}) \cdot \mathbf{a}]_f = (\mathbf{H}V)_0 \quad (2.9)$$

ottenendo così il sistema di equazioni che il solutore risolverà.

## 2.2 Turbolenza

La fluidodinamica si occupa prevalentemente di flussi turbolenti, caratterizzati da significative e irregolari fluttuazioni delle proprietà. Queste variazioni risultano particolarmente complesse da rappresentare computazionalmente, poiché la loro accurata modellazione richiederebbe risorse di calcolo e tempi di simulazione eccessivi per l'analisi di flussi di interesse ingegneristico.

Per ovviare a questa problematica, nelle simulazioni si adottano equazioni mediate che descrivono i campi medi del fluido. Nello specifico, si fa riferimento alle equazioni RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), una variante delle equazioni di Navier-Stokes derivante da una decomposizione applicata a tutte le proprietà del fluido.

Tale decomposizione si basa sul principio per cui ogni proprietà del fluido, indicata genericamente con  $\phi$  (sia essa velocità, pressione o altra grandezza), può essere scomposta nel seguente modo:

$$\phi = \langle \phi \rangle + \phi' \quad (2.10)$$

dove  $\langle \phi \rangle$  indica il valore medio e  $\phi'$  indica invece la fluttuazione.

Questo approccio consente di semplificare l'analisi dei flussi turbolenti, mantenendo al contempo un adeguato livello di accuratezza per le applicazioni ingegneristiche.

Inserendo questa scomposizione all'interno delle equazioni di Navier-Stokes e mediando le equazioni si arriva alla definizione del sistema di equazioni *RANS*:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{v}}) = 0 \quad (2.11)$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{\mathbf{v}})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{\mathbf{v}} \wedge \bar{\mathbf{v}}) = -\nabla \cdot (\bar{p}_{mod} \mathbf{I}) + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{RANS}) + \mathbf{f}_b \quad (2.12)$$

$$\frac{\partial(\rho \bar{E})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{E} \bar{\mathbf{v}}) = -\nabla \cdot \bar{p}_{mod} \bar{\mathbf{v}} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{RANS}) \bar{\mathbf{v}} - \nabla \cdot \bar{\mathbf{q}} + \mathbf{f}_b \bar{\mathbf{v}} \quad (2.13)$$

dove:

- $\bar{p}_{mod} = \bar{p} + \frac{2}{3}\rho k$
- $k$  è l'energia cinetica turbolenta
- Tutti i valori barrati indicano i valori mediati

Queste equazioni differiscono dalle originali per un solo termine,  $\mathbf{T}_{RANS}$ , definito come:

$$\mathbf{T}_{RANS} = -\rho \left( \begin{array}{ccc} \overline{u'u'} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'v'} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'w'} \end{array} \right) + \frac{2}{3}\rho k \mathbf{I} \quad (2.14)$$

dove  $u', v'$  e  $w'$  indicano le fluttuazioni di velocità nelle 3 coordinate spaziali.

L'introduzione del tensore  $\mathbf{T}_{RANS}$  nelle equazioni comporta l'aggiunta di diverse incognite, tra cui i termini di fluttuazione mediati e l'energia cinetica turbolenta  $k$ . Per rendere il sistema risolvibile, è necessario modellare  $\mathbf{T}_{RANS}$  in modo che sia

indipendente dalle fluttuazioni e dipendente solo dai valori medi presenti negli altri termini delle equazioni. Questo obiettivo viene raggiunto attraverso l'applicazione dell'ipotesi di Boussinesq.

L'ipotesi di Boussinesq si basa su due osservazioni fondamentali:

- Le equazioni mediate risultano identiche a quelle originali, con l'eccezione del termine  $\mathbf{T}_{RANS}$ .
- I campi medi presentano caratteristiche simili ai campi laminari, i quali si distinguono da quelli turbolenti per la presenza di un'elevata viscosità.

Partendo da queste considerazioni, si è sviluppata l'intuizione che i campi medi, data la loro somiglianza con quelli laminari, possano essere descritti introducendo una viscosità turbolenta. Questa viscosità turbolenta viene utilizzata per modellare proprio  $\mathbf{T}_{RANS}$ , l'unico termine che differenzia le equazioni RANS dalle equazioni di Navier-Stokes originali.

Questo approccio consente di chiudere il sistema di equazioni, rendendo possibile la risoluzione numerica dei flussi turbolenti attraverso le equazioni RANS.

Grazie a questo nuovo concetto di viscosità turbolenta, è infatti possibile modellare il tensore  $\mathbf{T}_{RANS}$  come segue:

$$\mathbf{T}_{RANS} = 2\mu_t \mathbf{S} - \frac{2}{3}(\mu_t \nabla \cdot \bar{\mathbf{v}}) \mathbf{I} \quad (2.15)$$

dove  $\mathbf{S}$  è così definito:

$$\mathbf{S} = \frac{1}{2}(\nabla \bar{\mathbf{v}} + \nabla \bar{\mathbf{v}}^T) \quad (2.16)$$

A questo punto risulta però necessario trovare un modo per derivare proprio la viscosità turbolenta  $\mu_t$ . A tale scopo ci sono diversi modelli di turbolenza che ci vengono in soccorso. Nel nostro caso useremo il modello  $k - \epsilon$ , che risolve due ulteriori equazioni di trasporto, una per  $k$  (2.17) e una per  $\epsilon$  (2.18), e un'equazione di definizione di  $\mu_t$  (2.19) aggiungendo quindi al sistema 3 equazioni e 2 incognite, ovvero  $k$  ed  $\epsilon$ . Le tre equazioni in questione sono le seguenti:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho k \bar{\mathbf{v}}) = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho(\epsilon - \epsilon_0) + S_k \quad (2.17)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \nabla \cdot (\rho \epsilon \bar{\mathbf{v}}) = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla \epsilon \right] + \frac{1}{T_e} C_{\epsilon 1} P_\epsilon - C_{\epsilon 2} f_2 \rho \left( \frac{\epsilon}{T_e} - \frac{\epsilon_0}{T_0} \right) + S_\epsilon \quad (2.18)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu k T \quad (2.19)$$

dove:

- $\mu$  è la viscosità dinamica
- $\sigma_k, \sigma_\epsilon, C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}$  e  $C_\mu$  sono coefficienti del modello
- $P_k$  e  $P_\epsilon$  sono termini di produzione
- $f_2$  e  $f_\mu$  sono funzioni di smorzamento
- $S_k$  e  $S_\epsilon$  sono termini di sorgenti specificati dall'utente
- $T$  è il tempo caratteristico turbolento



Il sistema di equazioni *RANS* è ora risolvibile.

Il modello  $k - \epsilon$  originale dà buoni risultati in particolar modo per flussi ad alto numero di Reynolds (*High-Re*), per questo motivo, esso non è in grado di simulare flussi vicino alle pareti, dove la viscosità diventa importante e di conseguenza  $Re$  si abbassa. Per ovviare a questo problema, come si vedrà nella prossima sezione, si utilizzano delle wall functions derivanti da osservazioni sperimentali per modellare le proprietà del fluido nelle zone vicine alle pareti.

Per cercare di migliorare questo aspetto è stata sviluppata negli anni una variante del modello  $k - \epsilon$  che funzionasse meglio con bassi numeri di Reynolds (*Low-Re*). Questa variante prevede l'utilizzo di alcuni coefficienti dissipativi che sono funzioni della distanza dalla parete, in questo modo si è riusciti a tenere conto degli effetti viscosi, riuscendo così a simulare anche i fenomeni caratteristici dei flussi a parete. Ma anche questa variante ha i propri limiti, in particolare nei campi in cui si hanno alti  $Re$ .

Quella che è stata quindi usata nelle simulazioni di questa tesi è una terza variante, il cosiddetto *Two-Layer Approach*, che, come si intuisce dal nome, suddivide il campo in due strati, uno vicino alla parete, e uno lontano da essa. Questa variante usa delle wall functions derivanti da osservazioni sperimentali per definire  $\epsilon$  e  $\mu_t$  nelle zone vicino alle pareti, mentre lontano dalle pareti risolve le classiche equazioni di trasporto, per poi unire i due valori tramite una zona di transizione.

Il valore di  $k$  viene invece trovato tramite l'equazione di trasporto in tutto il dominio, sia vicino che lontano dalle pareti.

Uno dei vantaggi di quest'ultima variante è la flessibilità sui valori di  $y+$  a parete, il cosiddetto *wall  $y+$* . Essa permette infatti di utilizzare l'approccio *All- $y+$* . Per capire meglio di cosa si sta parlando, bisogna capire cos'è il *wall  $y+$*  e a cosa serve.

## 2.3 Trattamento della parete

Il parametro  $y+$  rappresenta una distanza adimensionale dalla parete, mentre il termine "wall  $y+$ " si riferisce specificamente alla distanza adimensionale dal centro della prima cella della griglia computazionale (mesh) alla parete. La configurazione della mesh può variare significativamente: in alcuni casi, la prima cella adiacente alla parete può essere estremamente sottile, risultando in un basso valore di "wall  $y+$ "; in altri casi, la prima cella può essere più ampia, comportando un valore di "wall  $y+$ " più elevato.

Considerando uno strato limite turbolento, come illustrato nella figura 2.1, è possibile suddividerlo in due regioni principali:

- Strato esterno (outer layer): In questa regione, gli effetti turbolenti predominano su quelli viscosi.
- Strato interno (inner layer): Questa regione può essere ulteriormente suddivisa in tre sottostrati distinti.
  - *log layer*, in cui gli effetti turbolenti e quelli viscosi dominano in maniera equivalente
  - *viscous sublayer*, in cui dominano gli effetti viscosi

- *buffer layer*, una zona di transizione tra le prime due

La suddivisione dello strato interno in tre parti consente una caratterizzazione più dettagliata del comportamento del fluido in prossimità della parete, dove si verificano importanti transizioni nel regime di flusso. Questa strutturazione dello strato limite è fondamentale per comprendere e modellare accuratamente i fenomeni di trasporto e di scambio di quantità di moto in prossimità delle superfici solide. Ogni substrato

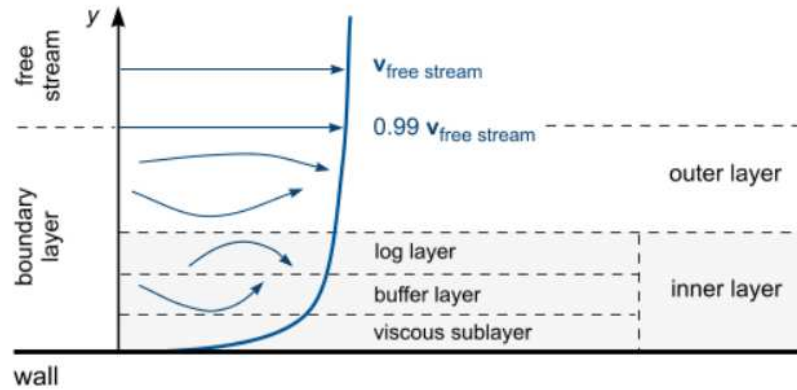


Figura 2.1: Suddivisione dello strato limite turbolento

dello strato limite interno corrisponde a un certo range di  $y^+$ :

- *viscous sublayer*:  $0 < y^+ < 5$
- *buffer layer*:  $5 < y^+ < 30$
- *log layer*:  $30 < y^+ < 200$

È dunque facilmente intuibile che in base al valore di  $y^+$  il fluido assumerà un comportamento specifico.

Il solutore numerico si trova di fronte a una sfida significativa: modellare accuratamente il comportamento del fluido nella cella adiacente alla parete e, successivamente, interpolare il comportamento nelle zone intermedie tra la parete stessa e la regione pienamente turbolenta dello strato limite. Questo approccio consente di ottenere una soluzione completa e coerente dell'intero strato limite.

La strategia adottata dal solutore per modellare la cella a ridosso della parete viene determinata durante la fase di configurazione della simulazione, attraverso la selezione del cosiddetto "wall treatment" (trattamento di parete). Questa scelta è di fondamentale importanza poiché influenza direttamente l'accuratezza della soluzione nelle regioni prossime alla parete, dove si verificano i gradienti più significativi e dove le interazioni fluido-parete giocano un ruolo cruciale nella dinamica complessiva del flusso.

Esistono 3 diversi tipi di trattamento a parete:

- *High- $y^+$* , utilizzerà delle wall functions ottimali per approssimare il comportamento nel log layer
- *Low- $y^+$* , utilizzerà delle wall functions ottimali per approssimare il comportamento nel viscous sublayer

- *All- $y+$* , utilizzerà delle wall functions "miste" che sono adatte all'approssimazione in tutti gli strati dell'inner layer

La scelta, per esempio, di un trattamento di parete di tipo "High- $y+$ " implica che il solutore considererà la prima cella adiacente alla parete come situata nel "log layer". Di conseguenza, il calcolo delle proprietà del fluido in questa regione sarà basato sulle caratteristiche tipiche di questo strato.

Questa decisione comporta alcune considerazioni importanti nella fase di generazione della mesh computazionale. In particolare, è necessario assicurare che il "wall  $y+$ " della prima cella a parete rientri nell'intervallo caratteristico del log layer, ovvero  $30 < wall\ y+ < 200$ . Qualora questa condizione non fosse rispettata, si potrebbero verificare incongruenze nella modellazione.

Ad esempio, se il wall  $y+$  risultasse inferiore a 5, la prima cella a parete si troverebbe effettivamente nel "viscous sublayer". Tuttavia, a causa del trattamento di parete selezionato (High- $y+$ ), il solutore la tratterebbe erroneamente come appartenente al log layer.

Tale discrepanza tra la posizione reale della cella nella struttura dello strato limite e il trattamento numerico applicato potrebbe portare a risultati non accurati nella regione prossima alla parete. Questo sottolinea l'importanza di una corrispondenza coerente tra la risoluzione della mesh e il trattamento di parete scelto.

Bisogna quindi stare attenti ad avere un certo valore di *wall  $y+$* , in base al *wall treatment* selezionato in fase di impostazione:

- Per il *Low- $y+$  wall treatment* è necessario avere  $0 < wall\ y+ < 5$
- Per il *High- $y+$  wall treatment* è necessario avere  $30 < wall\ y+ < 200$
- Per l' *All- $y+$  wall treatment* possiamo permetterci di avere  $0 < wall\ y+ < 200$

Questo avviene perché il solutore non distingue automaticamente tra diverse zone del dominio in base ai valori di *wall  $y+$* . In altre parole, che il valore di *wall  $y+$*  sia 1 o 100, il solutore applicherà comunque la stessa *wall function* che è stata assegnata inizialmente. Tuttavia, le diverse *wall functions* sono state progettate per lavorare al meglio solo entro specifici intervalli di *wall  $y+$* . Se applicate al di fuori di questi intervalli, i risultati possono diventare inaffidabili.

Nelle immagini 2.2, 2.3 e 2.4, si possono osservare i grafici di alcune proprietà del fluido ( $u+$ ,  $T+$  e  $\epsilon+$ ) in relazione al *wall  $y+$* , calcolate con i tre diversi tipi di *wall functions* menzionati in precedenza. In generale, le *wall functions* specifiche per il *viscous sublayer* (linea continua arancione) e per il *log layer* (linea tratteggiata arancione) forniscono buone approssimazioni, nei loro rispettivi intervalli di validità, dei valori reali delle proprietà del fluido, in questo caso calcolati tramite una simulazione DNS (Direct Numerical Simulation), che risolve direttamente le equazioni di Navier-Stokes senza approssimazioni e produce risultati molto accurati. Tuttavia, al di fuori di questi intervalli, i grafici iniziano a discostarsi dai valori reali. Le *Blended wall functions*, utilizzate nel trattamento *All- $y+$* , approssimano invece relativamente bene i valori reali in tutto l'intervallo di *wall  $y+$* .

Per questo motivo, nelle simulazioni realizzate nel corso di questa tesi, si utilizzerà un *All- $y+$  treatment* che, oltre a fornire risultati abbastanza precisi tramite le *Blended wall functions*, semplifica la fase di meshing, evitando la necessità di ottenere gli stretti intervalli di *wall  $y+$*  di cui abbiamo discusso finora.

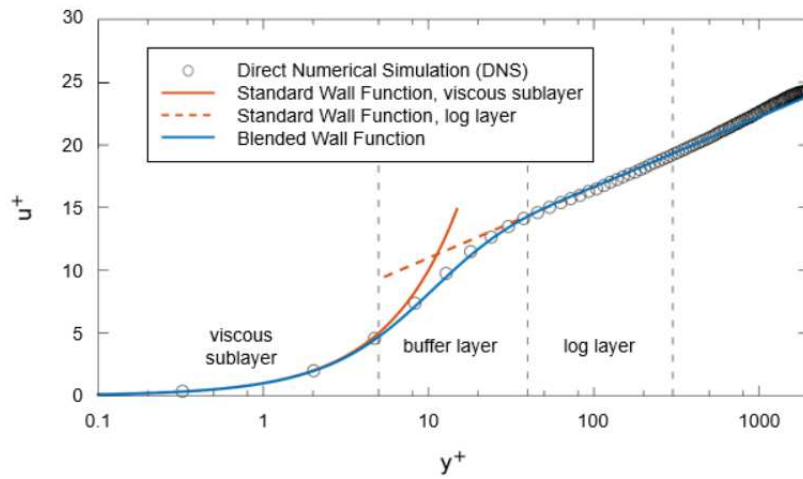


Figura 2.2: Velocità adimensionale  $u^+$  in funzione della distanza adimensionale  $y^+$

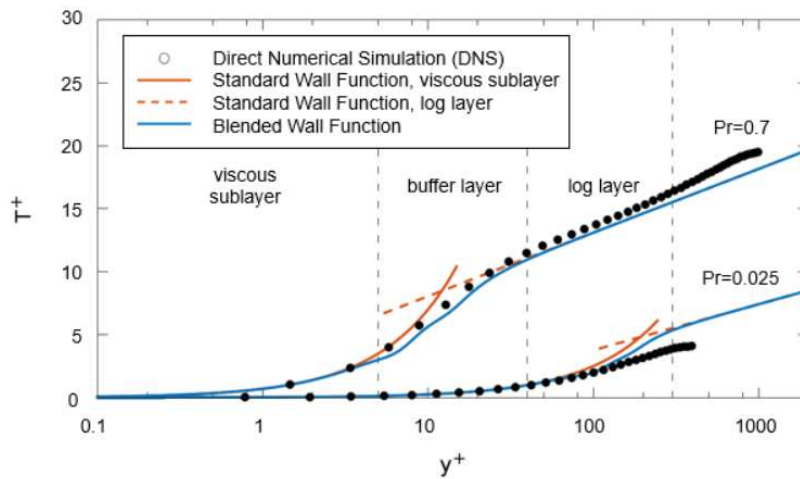


Figura 2.3: Temperatura adimensionale  $T^+$  in funzione della distanza adimensionale  $y^+$

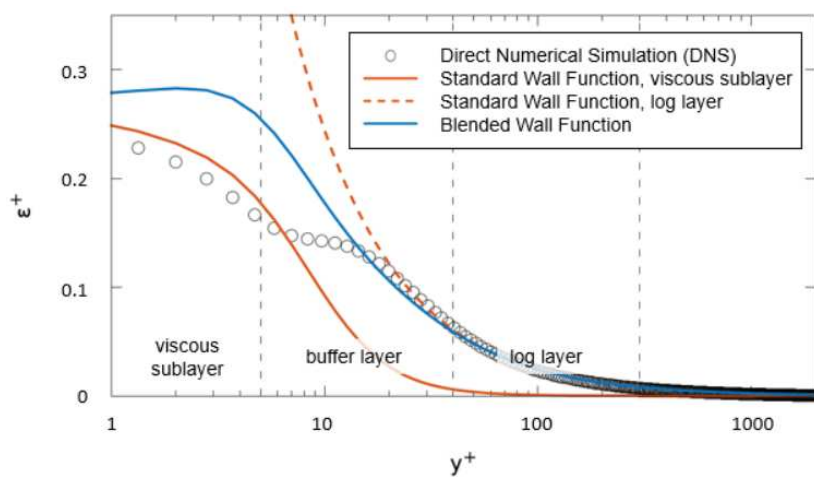


Figura 2.4: Dissipazione turbolenta adimensionale  $\epsilon^+$  in funzione della distanza adimensionale  $y^+$

## 2.4 Modello di combustione

Oltre a modellare la fluidodinamica del motore a razzo, è fondamentale comprendere come rappresentare accuratamente il processo di combustione. Per questo scopo, si possono utilizzare diversi modelli di combustione messi a disposizione dal software Star CCM+. Questi modelli sono suddivisi in due categorie principali:

- *Reacting Species Transport*: Adatti nei casi in cui il tempo di mescolamento delle specie è più breve rispetto al tempo di reazione.
- *Flamelet*: Adatti quando, al contrario, il tempo di mescolamento è più lungo del tempo di reazione.

Questa distinzione tra i modelli è particolarmente utile per la categoria *Flamelet*. Poiché questi vengono utilizzati in situazioni in cui la reazione chimica avviene molto più rapidamente del mescolamento delle specie, si possono semplificare le simulazioni evitando di modellare il processo di mescolamento stesso. Si assume, infatti, che appena le specie reagenti entrano in contatto, si inneschi immediatamente la combustione.

Questo approccio è appropriato anche per i motori a razzo ibridi.

Quando si applica un modello di combustione, il solutore continuerà a risolvere le equazioni di conservazione della massa 2.1, della quantità di moto 2.2, e dell'energia 2.4. Tuttavia, in questo caso, nella conservazione dell'energia 2.4, il termine che rappresenta le sorgenti di energia includerà una sorgente di tipo chimico, derivante dalle reazioni di combustione.

Inoltre, per tenere conto della conservazione delle specie, i modelli di combustione risolvono anche altre equazioni di conservazione date da:

$$\frac{\partial \rho Y_i}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U Y_i) = \nabla \cdot (J_i + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla Y_i) + S_{Y_i} \quad (2.20)$$

dove:

- $Y_i$  è la frazione di massa della specie  $i$
- $J_i$  è il flusso diffusivo
- $S_{Y_i}$  è il termine che indica una sorgente della specie  $i$
- $\sigma_t$  è il numero di Schmidt turbolento, un parametro che si ottiene sperimentalmente legato alla diffusività della specie

Queste equazioni vengono risolte in ogni modello di combustione, ma la differenza tra i vari modelli risiede nel modo in cui calcolano i termini delle sorgenti, che possono riguardare sia l'energia sia le frazioni di massa delle specie chimiche coinvolte. I modelli *flamelet*, che si applicano anche al caso dei motori ibridi, si basano sull'ipotesi che una fiamma turbolenta possa essere rappresentata da un insieme di piccole fiammelle, da cui il nome *flamelet*. La particolarità di questi modelli è che non risolvono direttamente le equazioni caratteristiche durante la simulazione. Invece, utilizzano delle *look-up tables* (tabelle precompilate) che vengono generate prima della simulazione vera e propria. Questo approccio riduce significativamente i costi computazionali, poiché evita la necessità di calcolare continuamente le proprietà chimiche e fisiche durante la simulazione.

Star CCM+ offre tre modelli *flamelet*:

- *Chemical Equilibrium*: Questo modello presuppone che la combustione avvenga sempre in condizioni di equilibrio chimico, ovvero che le reazioni chimiche siano talmente rapide da raggiungere un equilibrio istantaneamente.
- *Flamelet Generated Manifold (FGM)*: Questo modello assume che gli stati termochimici della fiamma siano simili a quelli di una fiamma laminare, cioè una fiamma che si propaga in modo ordinato e non turbolento. Questo modello è utile per catturare fenomeni transitori, come l'accensione o lo spegnimento della fiamma.
- *Steady Laminar Flamelet (SLF)*: Questo modello ipotizza che, a causa dell'elevata velocità delle reazioni rispetto a quella del mescolamento, la zona di fiamma sia talmente sottile da poter essere approssimata come una fiamma laminare stazionaria, ignorando l'evoluzione temporale della fiamma stessa.

Secondo le linee guida della documentazione di Star CCM+, il modello *Chemical Equilibrium* è utilizzato quando non è necessario conoscere in dettaglio le proprietà dei prodotti della combustione. Il modello *Flamelet Generated Manifold* viene usato per simulazioni che richiedono la cattura di fenomeni transitori, come l'accensione e lo spegnimento della fiamma. Infine, il modello *Steady Laminar Flamelet* è impiegato per simulazioni stazionarie, ed è proprio questo il modello che verrà utilizzato in questa tesi.

Nel modello *Steady Laminar Flamelet*, la fiamma viene suddivisa in molte piccole fiammelle laminari stazionarie, e si tiene conto della turbolenza attraverso lo stiramento che la velocità turbolenta può esercitare su queste fiammelle. Una fiammella che non subisce stiramento può essere considerata in uno stato di equilibrio; al contrario, una fiammella eccessivamente stirata potrebbe persino spegnersi. Il parametro che quantifica questo stiramento è chiamato *scalar dissipation rate* e viene indicato con la lettera  $\chi$ .

Un altro parametro importante è la frazione di miscela, o *mixture fraction*, indicata con  $Z$ , calcolata come:

$$Z = \frac{m_f}{m_{ox} + m_f} \quad (2.21)$$

Qui,  $Z$  sarà pari a 0 se la miscela è composta solo da ossidante, pari a 1 se è composta solo da combustibile, e assumerà valori intermedi se combustibile e ossidante sono miscelati.

I parametri  $Z$  e  $\chi$  rappresentano le variabili dipendenti delle equazioni che il modello *Steady Laminar Flamelet (SLF)* risolve per determinare la temperatura e la composizione dei prodotti della combustione. Questo significa che, in base alla composizione del propellente ( $Z$ ) e al livello di stiramento della fiammella ( $\chi$ ) in una determinata zona del dominio, si otterranno specifiche condizioni per i prodotti della combustione. Come accennato, queste equazioni vengono risolte e i risultati sono tabulati in una *look-up table* che viene poi richiamata durante la simulazione, utilizzando come input la reazione chimica che si desidera modellare e i relativi coefficienti stechiometrici. Le equazioni che il solutore risolverà per determinare la temperatura e la composizione dei prodotti sono le seguenti:

$$\frac{\partial Y_i}{\partial t} = R_i + \frac{1}{2}\chi \frac{\partial^2 Y_i}{\partial Z^2} \quad (2.22)$$

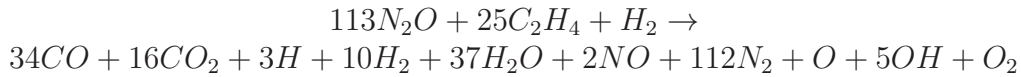
$$\frac{\partial T}{\partial t} = - \sum_i \frac{h_i R_i}{C_p} + \frac{1}{2} \chi \left( \frac{\partial^2 T}{\partial Z^2} \right) + \frac{1}{2} \frac{\chi}{C_p} \left( \frac{\partial C_p}{\partial Z} + \sum_i \left( C_{p,i} \frac{\partial Y_i}{\partial Z} \right) \right) \frac{\partial T}{\partial Z} \quad (2.23)$$

dove:

- $C_p$  è il calore specifico a pressione costante
- $h_i$  è l'entalpia specifica della specie  $i$
- $R_i$  è il termine di sorgente chimica

Proprio quest'ultimo termine è fondamentale perché tiene conto di tutti gli aspetti chimici, ed è per questo che necessita di informazioni precise sulla reazione che viene calcolata.

Nel nostro caso, si inserirà come input una singola reazione tra protossido di azoto e paraffina. In questa configurazione, non si considerano tutte le reazioni intermedie. Per determinare i prodotti della reazione e le loro quantità, verrà utilizzato il software termochimico *cpropep*. Oltre alla quantità dei prodotti, è necessario specificare anche la quantità dei reagenti, il che implica l'uso del rapporto O/F (ossidante/combustibile). Nel caso del motore di SFR 3, tale rapporto è pari a 7.12. Si avrà quindi una reazione di questo tipo:



Nei casi di validazione, si utilizzeranno anche altri tipi di propellenti, e le reazioni corrispondenti saranno prese dalla bibliografia. Queste reazioni saranno riportate nelle rispettive sezioni dedicate alla validazione del modello.

È importante notare che, per rappresentare la paraffina (C50H102), si è ricorsi ad una scomposizione in etilene (C2H4) e idrogeno (H2), ovvero i prodotti della decomposizione della paraffina stessa, come spiegato in [1].

Un altro aspetto cruciale della reazione riguarda la cinetica chimica, ovvero la velocità con cui la reazione avviene. Questo è particolarmente rilevante nel caso di reazioni multiple, poiché permette di determinare quale reazione avviene prima delle altre. Tuttavia, la cinetica chimica gioca un ruolo fondamentale anche in reazioni singole, poiché influenza direttamente la temperatura dei prodotti della combustione.

Per conoscere quindi la velocità di reazione, Star CCM+ utilizza l'equazione di Arrhenius:

$$k = AT^\beta \exp\left(-\frac{E_a}{R_u T}\right) \quad (2.24)$$

per calcolare la costante di reazione  $k$ , dove:

- $A$  è il fattore pre-esponenziale di Arrhenius
- $E_a$  è l'energia di attivazione
- $\beta$  è l'esponente di temperatura
- $R_u$  è la costante universale dei gas
- $T$  è la temperatura

Tramite la costante appena trovata è poi possibile calcolare proprio la velocità di reazione  $r$ :

$$r = k \prod_i [A]^v \quad (2.25)$$

dove:

- $i$  indica le singole specie di reagenti presenti nella miscela
- $[A]$  è la concentrazione della specie  $i$
- $v$  è l'esponente di reazione che si dà in input in fase di impostazione del modello

Una volta ottenuta la velocità di reazione, è possibile calcolare la velocità netta di reazione per ogni singola specie

$$\dot{w}_i = \frac{d[A]}{dt} = \nu_i r \quad (2.26)$$

dove  $\nu_i$  indica il coefficiente stechiometrico del reagente  $i$ . Infine tramite l'equazione

$$\dot{h} = \sum_i \dot{w}_i h_i^o \quad (2.27)$$

si ottiene il rilascio di calore  $\dot{h}$  causato dalla reazione, dove  $h_i^o$  è l'entalpia di formazione della specie  $i$ .

Si può comprendere la relazione tra cinetica chimica e temperatura osservando che una reazione che avviene più velocemente rilascia più calore, il che porta a un aumento maggiore della temperatura.

Per modellare accuratamente la cinetica chimica, è necessario conoscere alcuni parametri chiave per determinare la costante di reazione  $k$ , come l'energia di attivazione  $E_a$  e il fattore pre-esponenziale  $A$  2.24, nonché per calcolare la velocità di reazione  $r$  dalla 2.25, ovvero l'esponente di reazione  $v$ . Questi tre parametri sono generalmente determinati sperimentalmente. Tuttavia, poiché il gruppo *Thrust* non ha ancora completato la campagna di test di fuoco, questi valori non sono attualmente disponibili.

Per superare questo ostacolo, durante lo sviluppo di questa tesi, sono stati condotti diversi tentativi per ottenere valori di  $E_a$ ,  $A$ , e  $v$  che fossero rappresentativi della realtà. Il criterio utilizzato per selezionare questi valori è stato la vicinanza tra la temperatura risultante dalle simulazioni e quella ottenuta con *cpropep* utilizzando il rapporto O/F sopraccitato. In pratica, sono state eseguite simulazioni variando i valori di energia di attivazione, fattore pre-esponenziale ed esponente di reazione, fino a trovare una combinazione che producesse una temperatura il più possibile vicina a quella calcolata da *cpropep*. La combinazione di questi parametri che dà i migliori risultati è la seguente:

Energia di attivazione $E_a$	0
Fattore pre-esponenziale di Arrhenius $A$	$10^{10}$
Esponenti di reazione dei reagenti $v$	0.2

Tabella 2.1: Parametri cinetica chimica



## 2.5 Modello CAD

Per disegnare la camera di combustione entro cui verrà simulato il flusso, è stato utilizzato il software di modellazione 3D *Solidworks*. Bisogna ricordare però che il disegno 3D richiesto dalla simulazione è quello in cui viaggia il fluido, non bisogna quindi disegnare la camera di combustione reale, ma il suo negativo, ovvero quello che sarà lo spazio vuoto all'interna di essa, come in figura 2.5. Ovviamente la figura

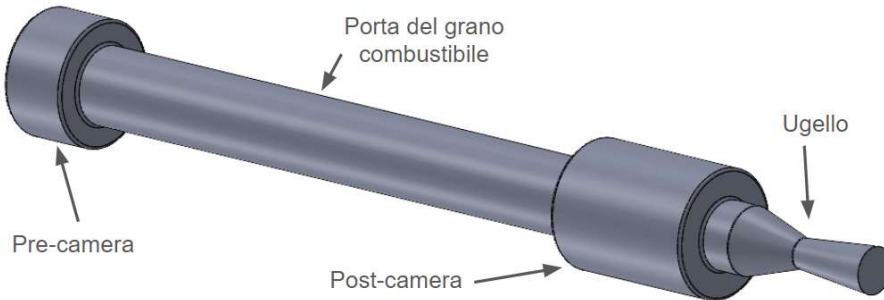


Figura 2.5: Negativo di una camera di combustione

appena citata ha gli interni pieni, perché deve occupare tutto lo spazio in cui può fluire il fluido. Lo si nota meglio nella figura 2.6.

La maggior parte delle geometrie simulate sono di tipo assialsimmetrico, il che

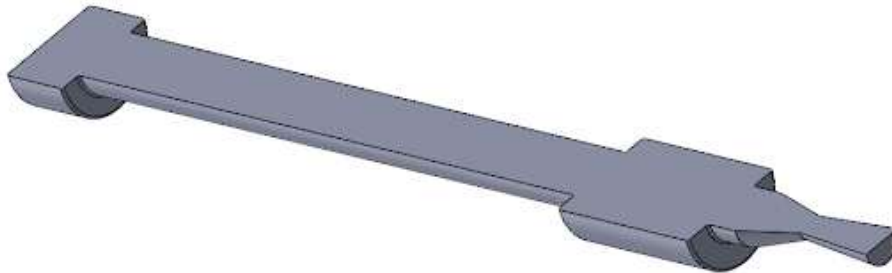


Figura 2.6: Interni pieni della camera di combustione

permette di condurre simulazioni bidimensionali su Star CCM+ e in tal caso la geometria della camera di combustione che il software utilizzerà sarà come quella indicata in figura 2.7



Figura 2.7: Geometria bidimensionale della camera di combustione

## 2.6 Condizioni al contorno e condizioni iniziali

Le condizioni al contorno si devono assegnare a ognuno dei bordi della geometria. Queste, insieme alle condizioni iniziali, sono necessarie al solutore per risolvere le equazioni differenziali di conservazione e arrivare così al risultato finale. Nel caso, per esempio, di una geometria bidimensionale, si definiranno i bordi come indicato di seguito:

- *Inlet ossidante*, è la superficie che simula l'iniettore, da qui l'ossidante fa il suo ingresso in camera di combustione. Verrà modellata come un "Mass flow inlet" e in input daremo la portata di massa che vogliamo far fluire e la temperatura totale dell'ossidante



Figura 2.8: Inlet ossidante

- *Inlet combustibile*, è la superficie che simula la parete del grano combustibile. Essa funge quindi sia da parete che da ingresso di portata di massa, verrà quindi modellata come "wall" aggiungendo però un flusso di massa dalle impostazioni della parete. In input dovremo dare la portata e la temperatura totale del gas in entrata.



Figura 2.9: Inlet combustibile

- *Asse*, è l'asse della geometria assialsimmetrica, viene modellato come "Axis"



Figura 2.10: Asse

- *Pareti*, ovvero i bordi di pre-camera, post-camera e dell'ugello. Vengono modellati tutti come "Wall".



Figura 2.11: Pre-camera, post-camera e ugello

- *Outlet*, la sezione di uscita dell'ugello. Viene modellata come "Pressure outlet" e si dovrà dare in input la pressione media che si ha sulla sezione. Non conoscendo la pressione che si genera in camera però, non si può conoscere nemmeno la pressione all'uscita dell'ugello. Per questo motivo la pressione

media viene imposta pari a  $0Pa$  durante le prime iterazioni della simulazione, in modo che il solutore capisca che il flusso nell'ugello sia supersonico. Quando questo avviene, quindi quando si nota che la soluzione sta andando verso un flusso supersonico, è possibile creare un report che calcoli la pressione media all'uscita dell'ugello e utilizzare questo report come input da dare alla condizione al contorno dell'outlet. Si crea quindi un loop, dato che si impone come condizione una condizione già esistente, e tale loop aiuterà la convergenza della simulazione.



Figura 2.12: Outlet

Per quanto riguarda invece le condizioni iniziali, sono state imposte in modo che rispecchiassero uno stato di quiete, quindi pressione pari alla pressione ambiente di  $101325Pa$ , temperatura di  $300K$ , velocità nulla su tutto il dominio e massa all'interno del dominio composta esclusivamente da ossidante, senza tracce di combustibile, quindi mixture fraction  $Z = 0$ .

## 2.7 Sintesi del modello CFD

Per ricapitolare quanto appena detto nelle sezioni di questo capitolo, si elencano di seguito tutte le caratteristiche del modello CFD creato su Star CCM+.

- Soluzione stazionaria, non dipendente dal tempo, si catturano quindi i valori medi del funzionamento a regime dei motori che andremo a simulare
- Geometria assialsimmetrica, che permetterà di condurre analisi bidimensionali risparmiando costo computazionale
- Equazioni RANS accoppiate (*Coupled Flow*)
- Equazione di stato dei gas ideali come legge costitutiva
- Modello di turbolenza  $k - \epsilon$  con *Two Layer approach*
- All  $y+$  come trattamento a parete
- Modello di combustione *Steady Laminar Flamelet* con reagenti gassosi

Da notare che ovviamente il modello non rispecchierà perfettamente la realtà a causa di alcune semplificazioni che sono state attuate, come l'utilizzo della legge dei gas ideali oppure la decisione di iniettare i reagenti già allo stato gassoso, senza modellare il comportamento di fluidi multifase che si potrebbe manifestare per ossidanti liquidi o combustibili bassofondenti.

Si vedrà però più avanti che gli errori delle simulazioni, calcolati sulla base dei valori dei test sperimentali, non sono superiori a un massimo che si trova nell'intorno del 10%, anzi spesso sono decisamente minori.

Con le dovute accortezze, si può quindi utilizzare tale modello per ottenere quantomeno un'idea di quali saranno gli ordini di grandezza dei parametri d'interesse.



# Capitolo 3

## Validazione del modello

In questo capitolo si andrà a verificare che il modello CFD appena descritto sia effettivamente valido per lo scopo di questo elaborato, ovvero quello di essere in grado di capire, analizzando le simulazioni CFD, se una modifica alla geometria della camera di combustione sia benefica per le prestazioni, in particolar modo per l'efficienza della combustione.

Pur avendo ben definita la combinazione di combustibile e comburente per il razzo SFR 3, ovvero rispettivamente paraffina Sasolwax 0907 e protossido di azoto, il modello è stato testato anche per altri casi sperimentali trovati in letteratura, casi in cui il propellente è composto da elementi diversi da quelli appena citati, ma che comunque è bene testare per verificare anche il range di funzionalità del modello, per essere quindi sicuri che sia universale e che non valga solamente in determinati casi.

In totale sono state provate 3 combinazioni di propellente:

- *HDPE* –  $O_2$
- *Paraffina* –  $O_2$
- *Paraffina* –  $N_2O$

Nelle prossime sezioni, una per ogni tipo di propellente, si andrà nel dettaglio delle simulazioni effettuate.

### 3.1 HDPE- $O_2$

Le prime prove sono state quelle con HDPE come combustibile e ossigeno biatomico come ossidante. L'HDPE (High-Density Polyethylene) è un combustibile usato frequentemente nei motori ibridi e l'Università di Napoli ha dedicato una campagna di test di motori ibridi proprio con questa combinazione di propellente [3].

Il motore testato ha un foro di iniezione dal diametro di  $8mm$ , una lunghezza del grano di  $560mm$ , un diametro di gola di  $16mm$  e un rapporto di espansione di 2.44. Quello che è stato fatto nel corso della tesi è stato cercare di replicare i risultati ottenuti dalla campagna di test tramite le simulazioni effettuate utilizzando il modello descritto nel precedente capitolo. Il parametro di osservazione di cui ci si è serviti per verificare tale corrispondenza è la pressione media generata in camera di combustione.

La tabella 3.1 mostra i risultati di 3 diversi test effettuati nella campagna di test sopracitata. I valori della tabella verranno utilizzati per le simulazioni di questa tesi

Nome test	$\dot{m}_{ox}[\frac{kg}{s}]$	O/F	$\bar{D}[\text{mm}]$	$p_{exp}[\text{bar}]$
<b>5</b>	0.12	2.76	41.38	15.66
<b>6</b>	0.21	2.95	55.88	25.33
<b>21</b>	0.08	1.76	71.67	9.7

Tabella 3.1: Risultati test *HDPE-O<sub>2</sub>*

in questo modo:

- $\dot{m}_{ox}$  per indicare la portata di ossidante che deve fluire attraverso l'iniettore, in questo caso fatto entrare con una temperatura totale di 300K.
- $O/F$ , ovvero il rapporto tra ossidante e combustibile, in maniera indiretta, perché viene utilizzato per calcolare la portata di fuel in ingresso dalla parete del grano combustibile tramite la formula  $\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_{ox}}{O/F}$ . Il fuel viene iniettato in camera con una temperatura totale di 900K, temperatura di decomposizione dell'HDPE in etilene ( $C_2H_4$ ) [11].
- $\bar{D}$ , il diametro medio della porta del grano, usato nel momento in cui si crea la geometria 3D su Solidworks
- $p_{exp}$  sarà come detto il parametro che permetterà di confrontare la pressione sperimentale con quella simulata

La reazione che è stata data in input è la seguente [8]



i cui parametri per la cinetica chimica sono riportati in tabella 2.1 A questo punto si

$E_a$	60Jmol
$A$	4.78E + 6mm/s
$v$	1

Tabella 3.2: Parametri cinetici test *HDPE-O<sub>2</sub>*

ha tutto il necessario per procedere con le simulazioni. Nelle prossime sottosezioni si vedrà per ognuno dei test le immagini che rappresentano la geometria, la mesh utilizzata e i risultati di velocità, temperatura e pressione.

### 3.1.1 Test 5

La figura 3.1 dà un'indicazione delle dimensioni in gioco, mentre la 3.2 su come sia definita la griglia computazionale.

Dalla 3.3 si nota come il fluido che entra in camera dall'iniettore, in parte prosegue fino ad incontrare il grano combustibile, ma in parte crea un ricircolo in pre-camera. Anche in post-camera si crea un vortice, quest'ultimo potenzialmente benefico per

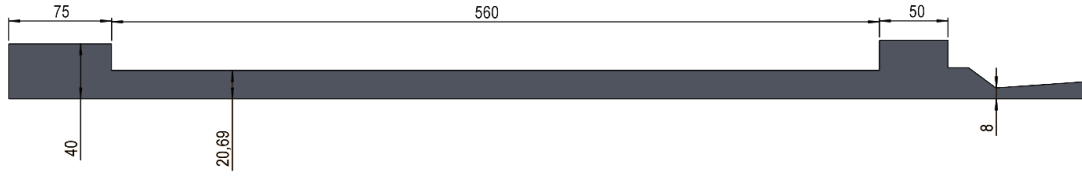


Figura 3.1: Geometria e quote Test 5



Figura 3.2: Mesh Test 5

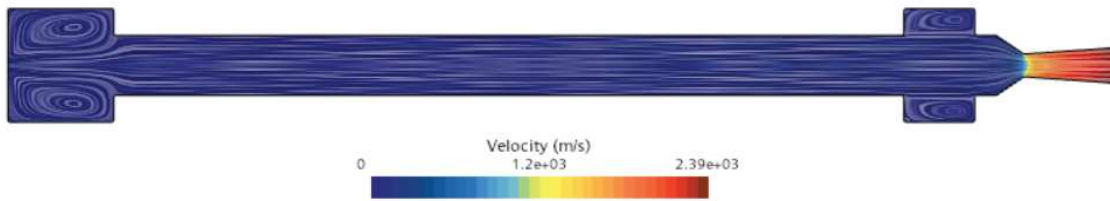


Figura 3.3: Campo di velocità Test 5 con linee di corrente

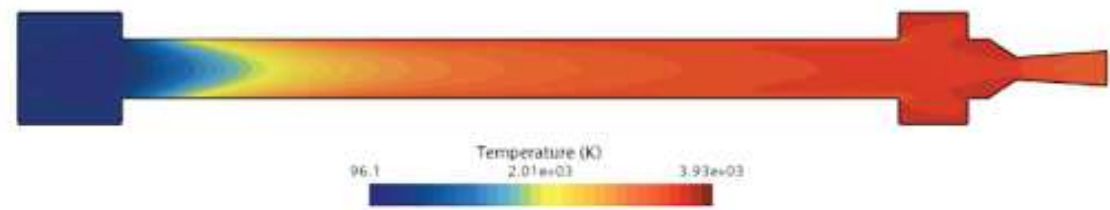


Figura 3.4: Temperatura Test 5

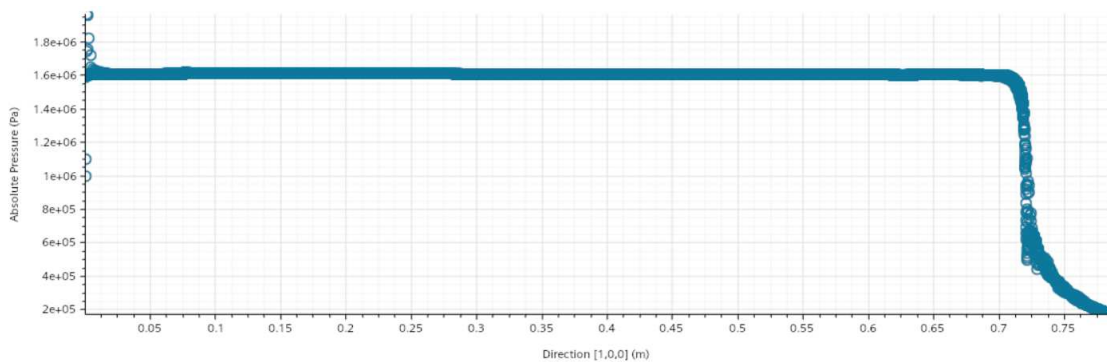


Figura 3.5: Grafico pressione Test 5

l'efficienza di combustione in quanto permette un miglior mescolamento tra combustibile e ossidante. L'ugello poi accelera i gas di scarico fino ad una velocità di  $2390 \frac{m}{s}$ . Nella figura 3.4 si vede com'è distribuita la temperatura all'interno della camera di combustione, toccando un massimo di  $3930K$  in prossimità della post-camera. Il grafico in figura 3.5 indica invece sull'asse delle ascisse la coordinata assiale della camera di combustione, quindi nella pratica la distanza dall'iniettore, mentre sull'asse delle ordinate indica la pressione assoluta. Si nota che all'interno

della camera la pressione risulta essere di  $16.01\text{bar}$ , pressione che ovviamente diminuisce all'interno dell'ugello man mano che aumenta la velocità. I risultati che si notano dalle figure vengono riassunti nella tabella 3.3.

$v_{max}$	$2390\frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3930K$
$p_{cc}$	$16.01\text{bar}$

Tabella 3.3: Risultati Test 5  $HDPE-O_2$

### 3.1.2 Test 6



Figura 3.6: Geometria e quote Test 6



Figura 3.7: Mesh Test 6

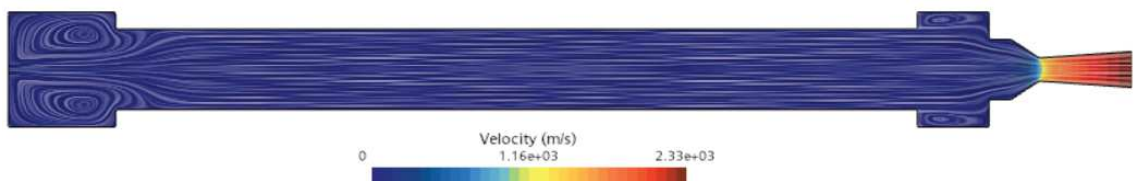


Figura 3.8: Campo di velocità Test 6 con linee di corrente

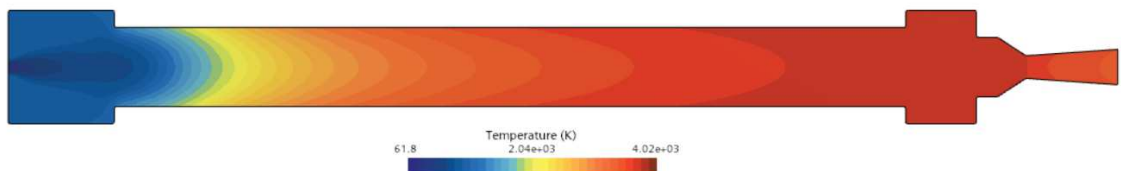


Figura 3.9: Temperatura Test 6

Anche in questo caso si riassumono i dati più rilevanti tramite una piccola tabella, la 3.4.



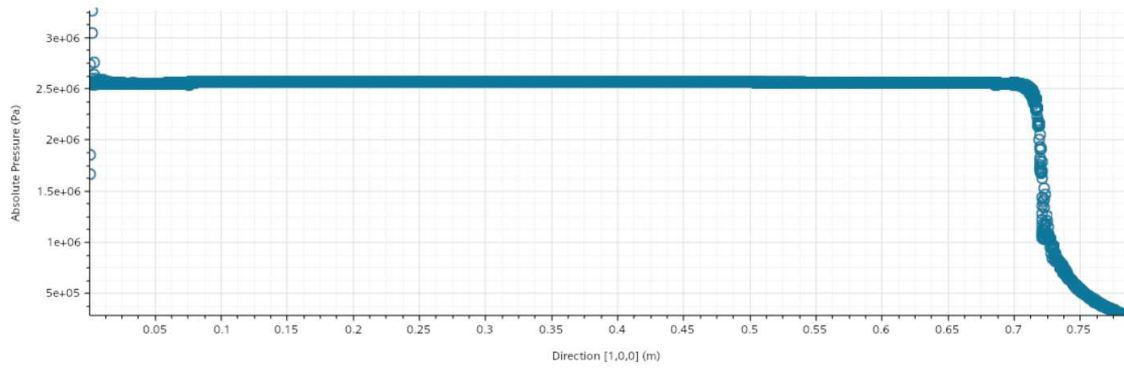


Figura 3.10: Grafico pressione Test 6

$v_{max}$	$2330 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$4020 K$
$p_{cc}$	$25.47 bar$

Tabella 3.4: Risultati Test 6 HDPE-O<sub>2</sub>

### 3.1.3 Test 21



Figura 3.11: Geometria e quote Test 21

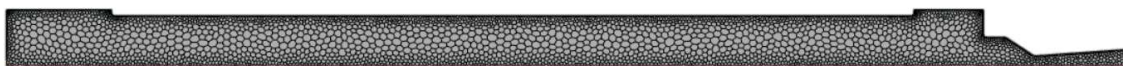


Figura 3.12: Mesh Test 21

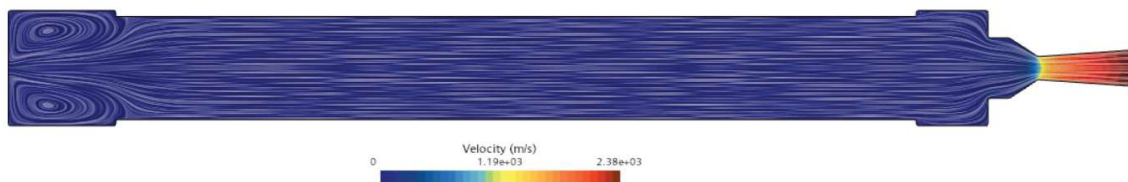


Figura 3.13: Campo di velocità Test 21 con linee di corrente

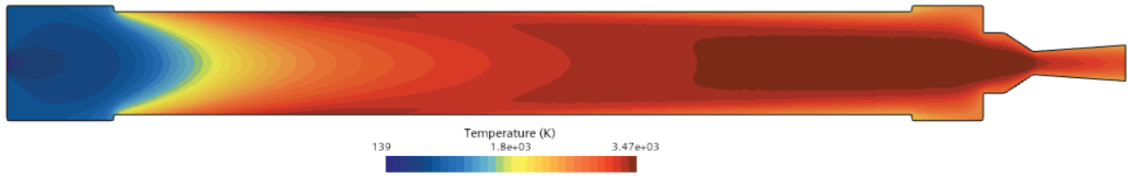


Figura 3.14: Temperatura Test 21

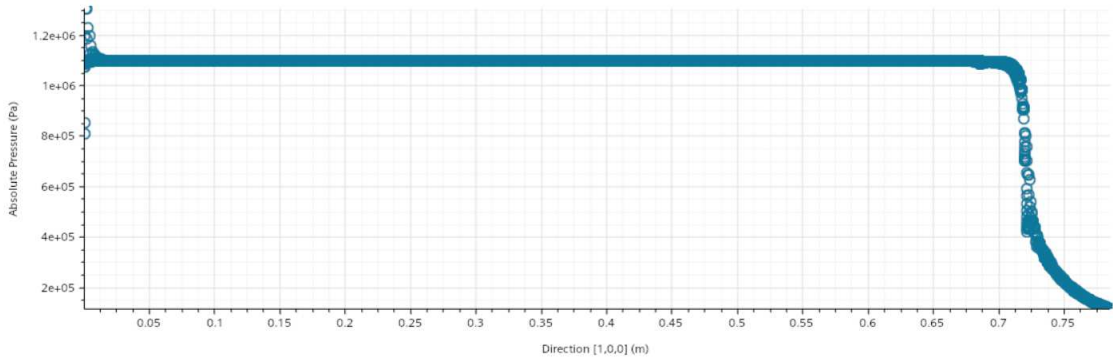


Figura 3.15: Grafico pressione Test 21

$v_{max}$	$2380 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3470 K$
$p_{cc}$	$10.92 bar$

 Tabella 3.5: Risultati Test 21  $HDPE-O_2$ 

Quelli visti finora erano tutti i casi simulati con la combinazione di propellente  $HDPE-O_2$ . Come specificato in precedenza, il parametro che è stato utilizzato per comparare le simulazioni ai casi reali è la pressione generata in camera di combustione. Questo paragone lo si può vedere nella tabella 3.6. I 3 casi sperimentali scelti per

Nome Test	P sperimentale [bar]	P simulata [bar]	Errore [%]
5	15.66	16.01	2.23
6	25.33	25.47	0.55
21	9.7	10.92	12.58

 Tabella 3.6: Paragone test sperimentali - simulazioni,  $HDPE-O_2$ 

queste prime simulazioni sono, tra quelli disponibili in [3], i casi che presentavano le pressioni più variegata tra loro. Si ha quindi un caso con pressione bassa, il test 21, uno con pressione alta, il test 6, e uno con pressione media, il test 5. La differenza tra esperimento e simulazione notiamo essere minima nei casi con pressione media o alta, mentre nel test 21, dove la pressione in camera è più bassa, l'errore percentuale si alza fino al 12% circa.

## 3.2 Paraffina- $O_2$

Lo stesso modello CFD è stato utilizzato anche per la combinazione di propellente paraffina- $O_2$ . In questo caso, i test sperimentali utilizzati come paragone sono presi da [9]. Nella tabella 3.7 sono riassunti tutti i parametri sperimentali che occorrono per effettuare le simulazioni. La reazione di combustione data in input è stata presa

Nome test	$\dot{m}_{\text{ox}}[\frac{\text{g}}{\text{s}}]$	O/F	$\bar{D}[\text{mm}]$	$p_{\text{exp}}[\text{bar}]$
<b>0a</b>	19.1	0.8	21.7	4.5
<b>0b</b>	26	4.16	24.6	7.0
<b>1</b>	16	0.77	20.5	4.9
<b>2</b>	25	0.74	25.1	8.0
<b>3</b>	29	1.04	23.6	8.5
<b>4</b>	39	1.17	25.3	11.5
<b>5</b>	29	1.03	25.0	8.0
<b>6</b>	38	1.10	26.6	11.2
<b>7</b>	38	1.13	29.3	11.1
<b>9</b>	50.2	1.20	29.0	15.7
<b>12</b>	59.5	1.19	28.0	18.4

Tabella 3.7: Risultati test *paraffina- $O_2$*

da [9] ed è la seguente:



i cui parametri cinetici sono riportati in tabella 3.8

$E_a$	0J/mol
$A$	6e7mm/s
$v$	1.05

Tabella 3.8: Parametri cinetici test *paraffina- $O_2$*

La temperatura totale di ingresso dell'ossidante è di 300K, mentre quella del combustibile è di 725K [9]. La gola dell'ugello ha un diametro di 10.6mm e il rapporto di espansione è di 2.45.

Ora, come fatto nella precedente sezione, diamo uno sguardo ai risultati delle simulazioni.

### 3.2.1 Test 0a

$v_{max}$	1530 $\frac{m}{s}$
$T_{max}$	1770K
$p_{cc}$	5.76bar

Tabella 3.9: Risultati Test 0a *paraffina- $O_2$*

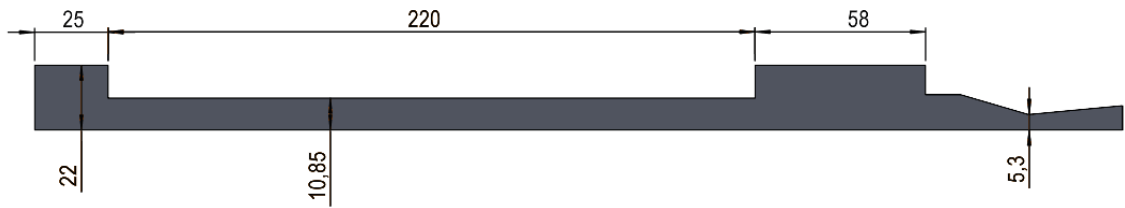


Figura 3.16: Geometria e quote Test 0a

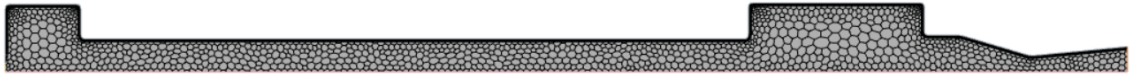


Figura 3.17: Mesh Test 0a

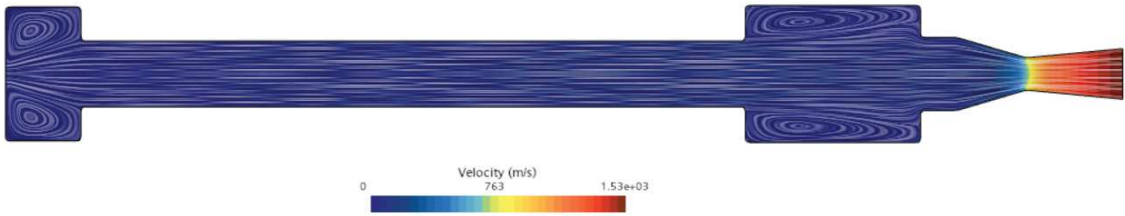


Figura 3.18: Campo di velocità Test 0a con linee di corrente

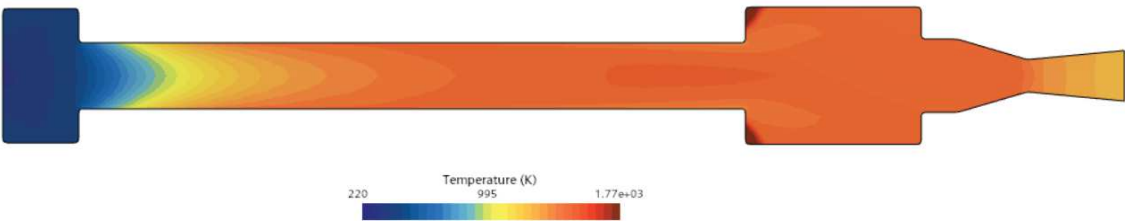


Figura 3.19: Temperatura Test 0a

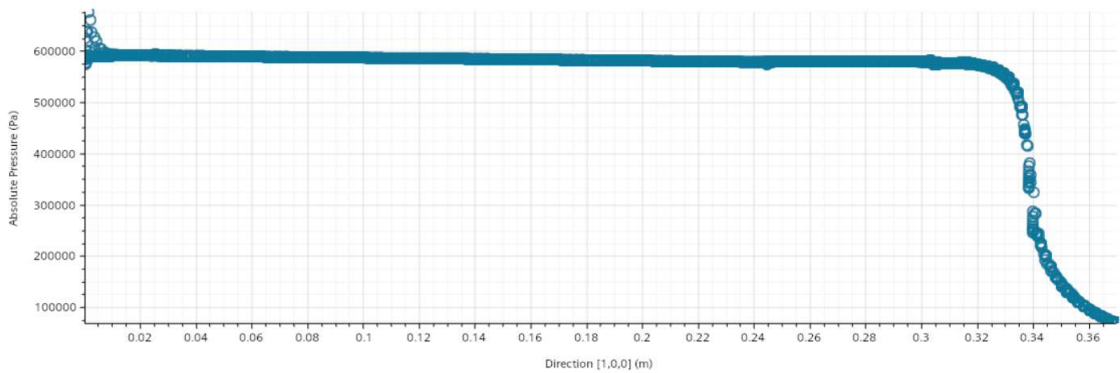


Figura 3.20: Grafico pressione Test 0a

## 3.2.2 Test 0b



Figura 3.21: Geometria e quote Test 0b

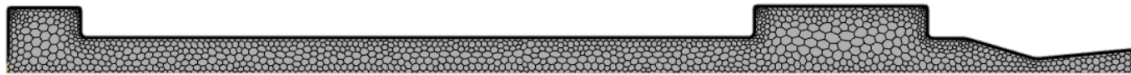


Figura 3.22: Mesh Test 0b

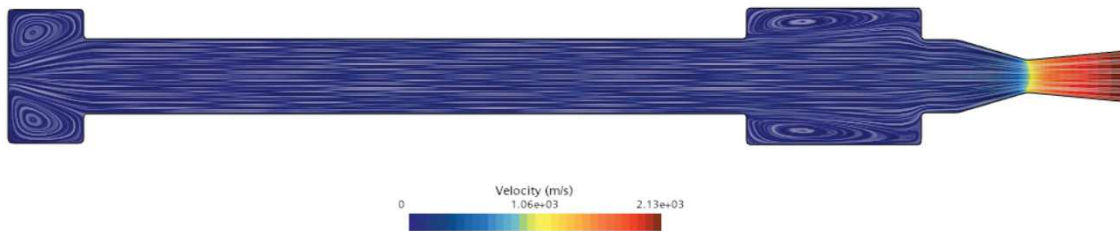


Figura 3.23: Campo di velocità Test 0b con linee di corrente

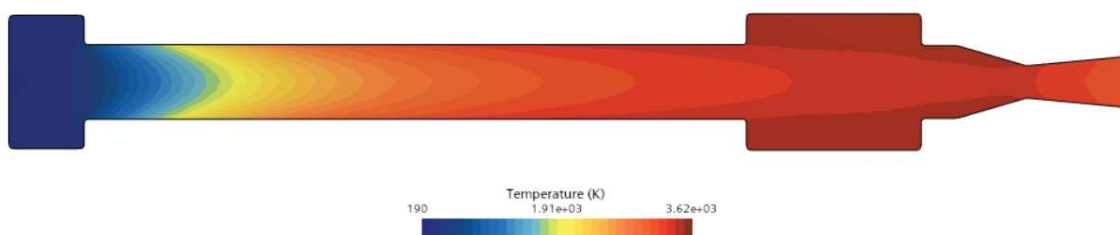


Figura 3.24: Temperatura Test 0b

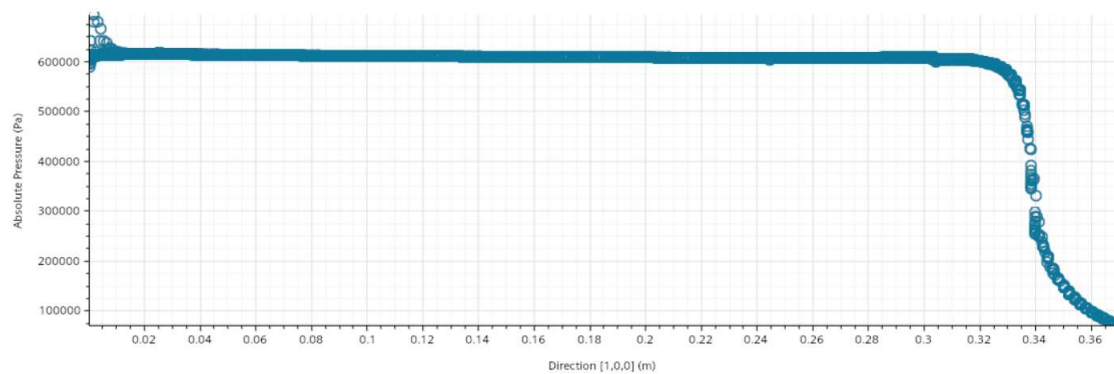


Figura 3.25: Grafico pressione Test 0b

$v_{max}$	$2130 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3620 K$
$p_{cc}$	$6.03 bar$

Tabella 3.10: Risultati Test 0b *paraffina-O<sub>2</sub>*

### 3.2.3 Test 1

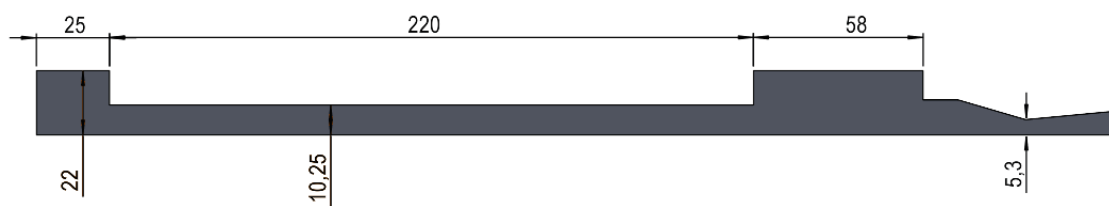


Figura 3.26: Geometria e quote Test 1

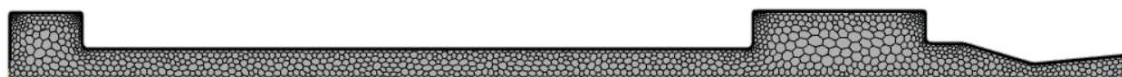


Figura 3.27: Mesh Test 1

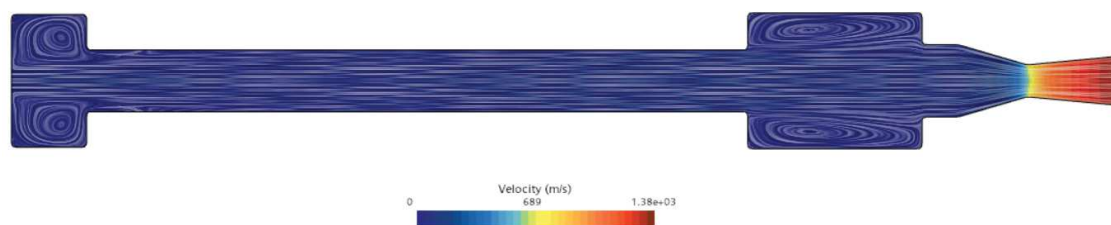


Figura 3.28: Campo di velocità Test 1 con linee di corrente

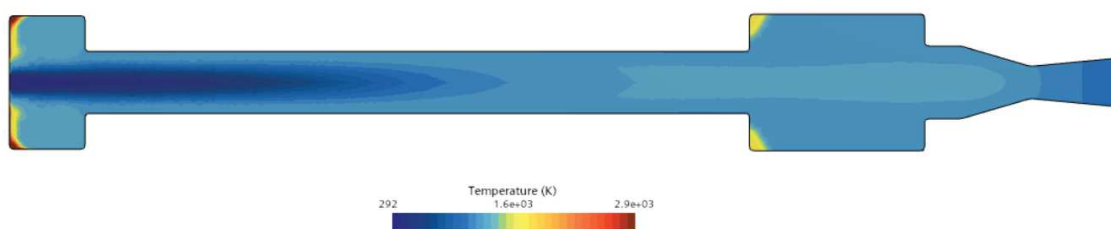


Figura 3.29: Temperatura Test 1

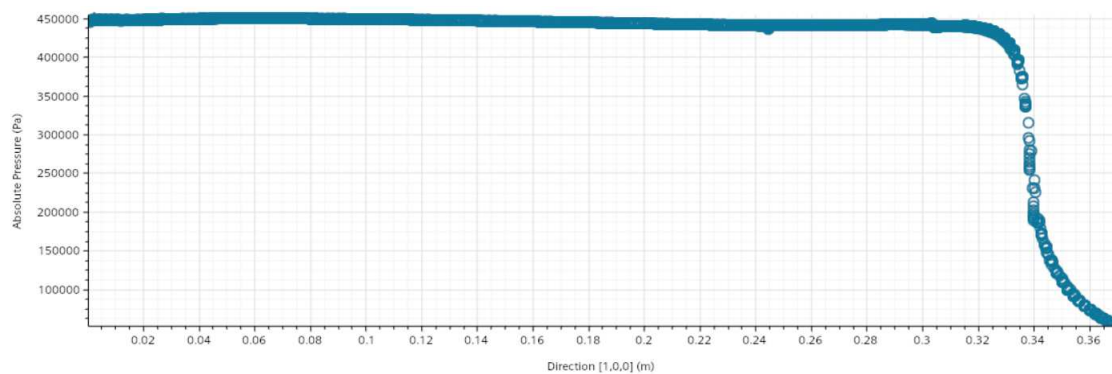


Figura 3.30: Grafico pressione Test 1

$v_{max}$	$1380 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2900 K$
$p_{cc}$	$4.4 bar$

Tabella 3.11: Risultati Test 1 *paraffina-O<sub>2</sub>*



## 3.2.4 Test 2

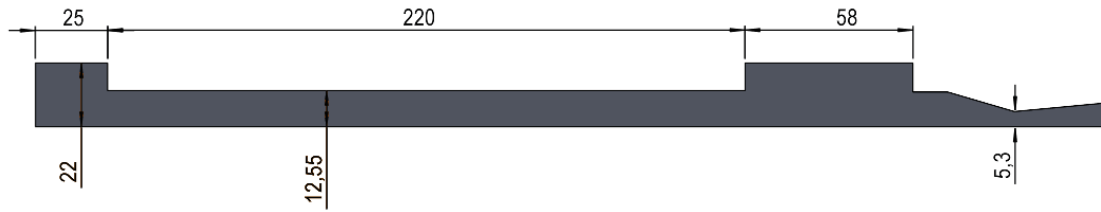


Figura 3.31: Geometria e quote Test 2

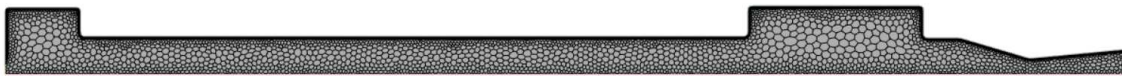


Figura 3.32: Mesh Test 2

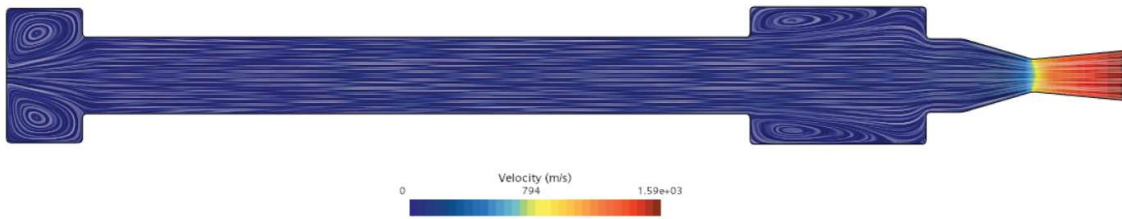


Figura 3.33: Campo di velocità Test 2 con linee di corrente

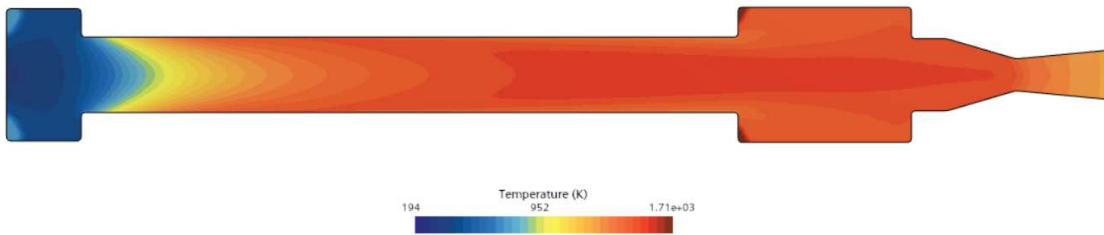


Figura 3.34: Temperatura Test 2

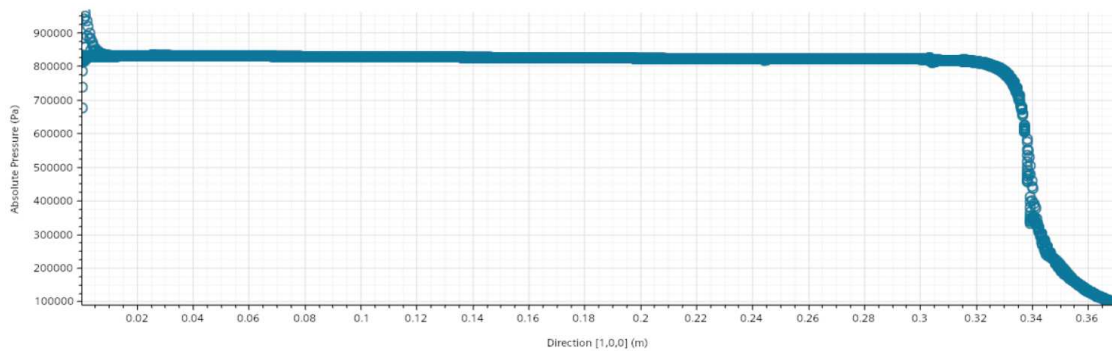


Figura 3.35: Grafico pressione Test 2

$v_{max}$	$1590 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$1710 K$
$p_{cc}$	$8.06 bar$

Tabella 3.12: Risultati Test 2 *paraffina-O<sub>2</sub>*

## 3.2.5 Test 3

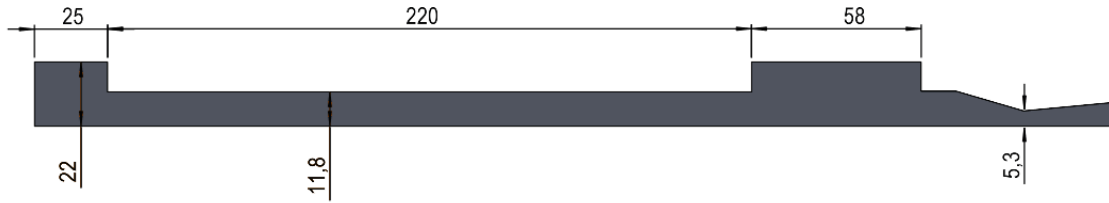


Figura 3.36: Geometria e quote Test 3

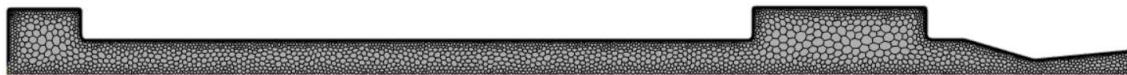


Figura 3.37: Mesh Test 3

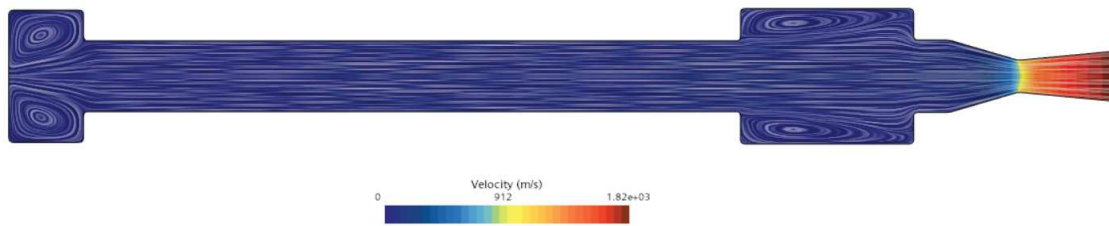


Figura 3.38: Campo di velocità Test 3 con linee di corrente

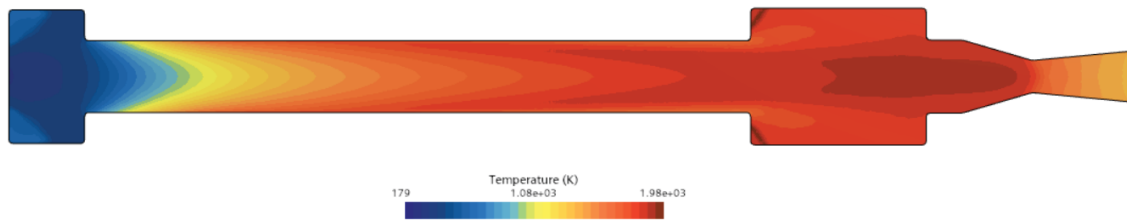


Figura 3.39: Temperatura Test 3

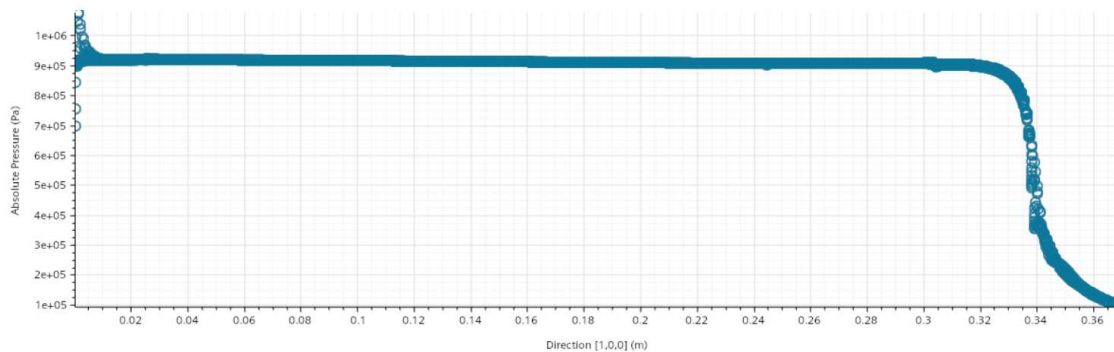


Figura 3.40: Grafico pressione Test 3

$v_{max}$	$1820 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$1980 K$
$p_{cc}$	$9.02 bar$

Tabella 3.13: Risultati Test 3 *paraffina-O<sub>2</sub>*

### 3.2.6 Test 4



Figura 3.41: Geometria e quote Test 4

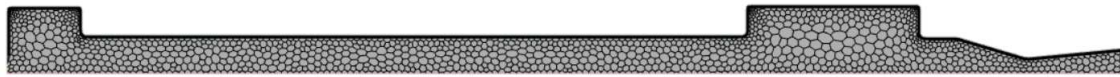


Figura 3.42: Mesh Test 4

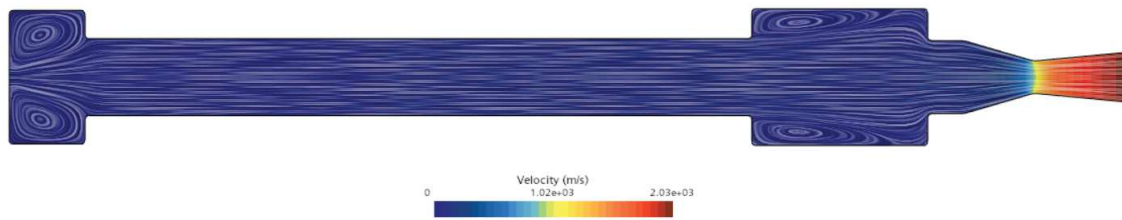


Figura 3.43: Campo di velocità Test 4 con linee di corrente

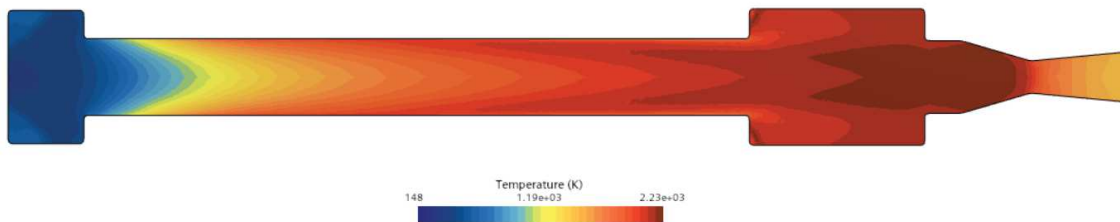


Figura 3.44: Temperatura Test 4

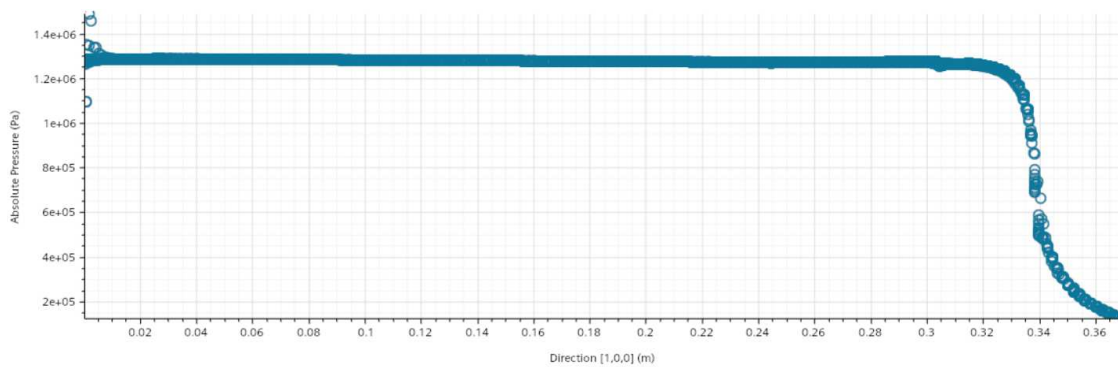


Figura 3.45: Grafico pressione Test 4

$v_{max}$	$2030 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2230 K$
$p_{cc}$	$12.63 bar$

Tabella 3.14: Risultati Test 4 *paraffina-O<sub>2</sub>*

## 3.2.7 Test 5



Figura 3.46: Geometria e quote Test 5



Figura 3.47: Mesh Test 5

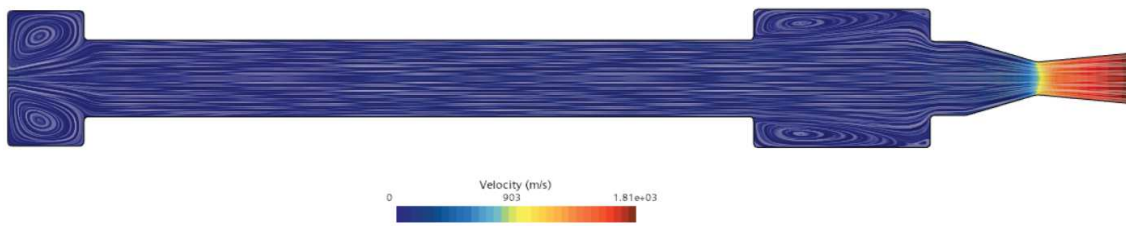


Figura 3.48: Campo di velocità Test 5 con linee di corrente

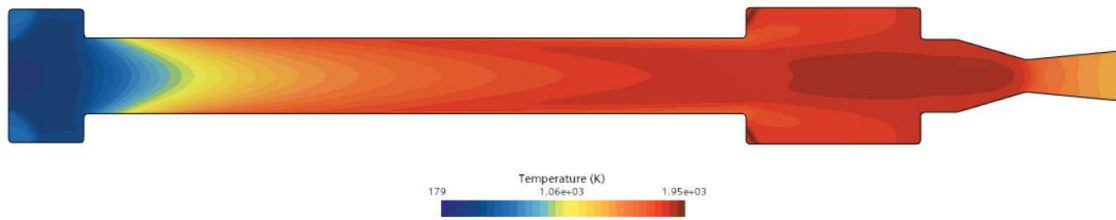


Figura 3.49: Temperatura Test 5

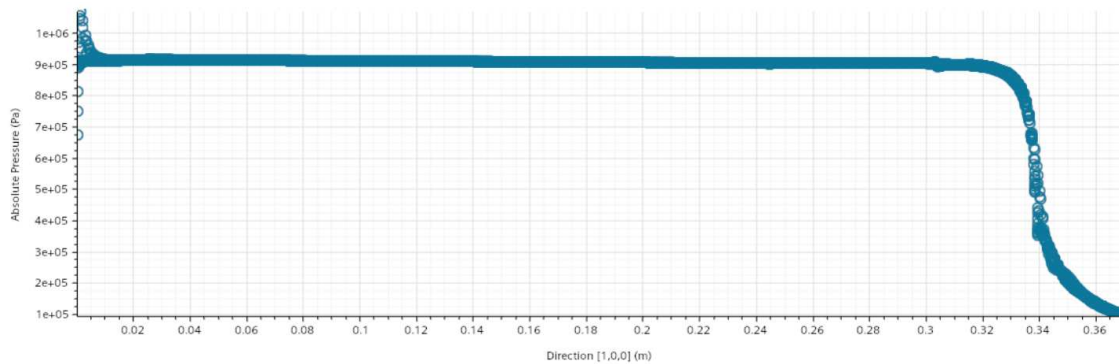


Figura 3.50: Grafico pressione Test 5

$v_{max}$	$1810 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$1950 K$
$p_{cc}$	$8.98 bar$

Tabella 3.15: Risultati Test 5 *paraffina-O<sub>2</sub>*



## 3.2.8 Test 6



Figura 3.51: Geometria e quote Test 6

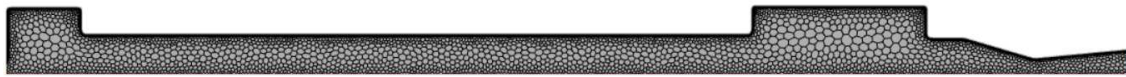


Figura 3.52: Mesh Test 6

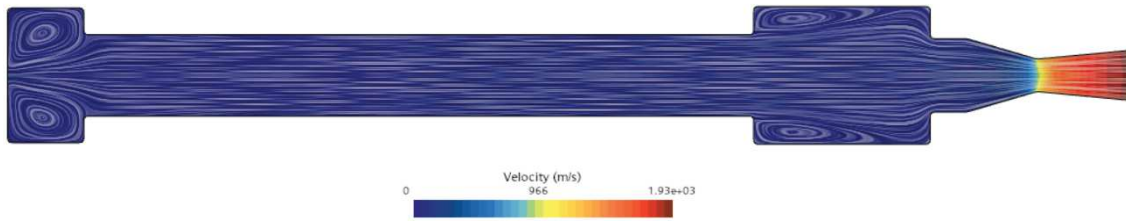


Figura 3.53: Campo di velocità Test 6 con linee di corrente

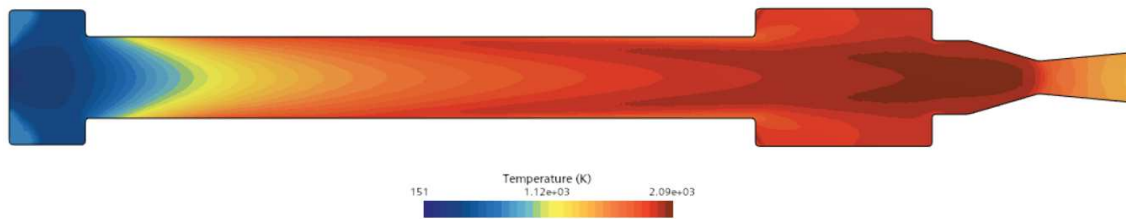


Figura 3.54: Temperatura Test 6

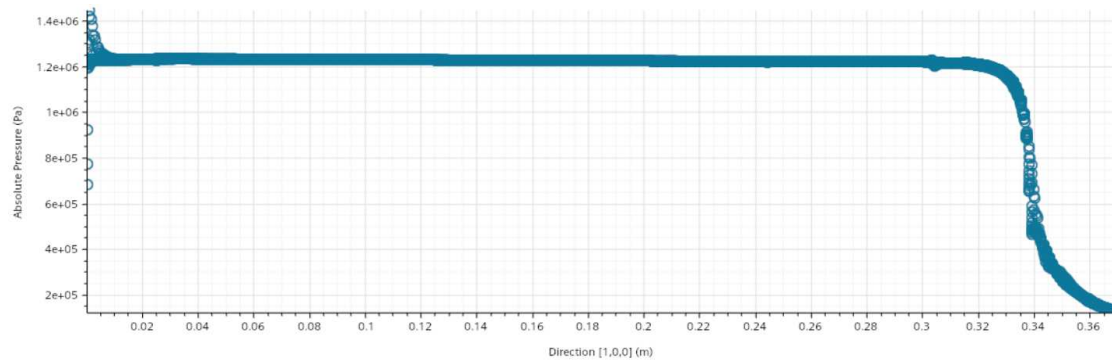


Figura 3.55: Grafico pressione Test 6

$v_{max}$	$1930 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2090 K$
$p_{cc}$	$12.14 bar$

Tabella 3.16: Risultati Test 6 *paraffina-O<sub>2</sub>*

## 3.2.9 Test 7

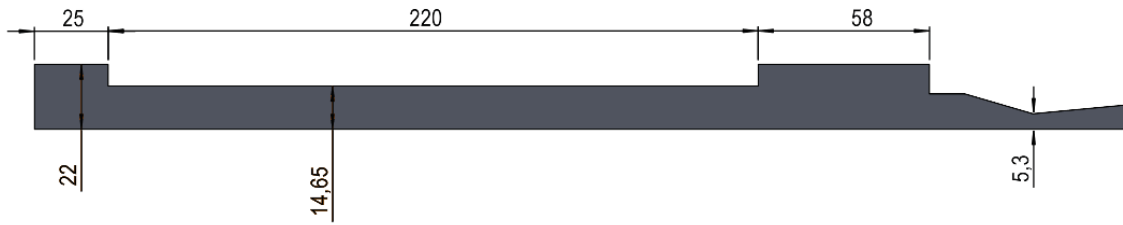


Figura 3.56: Geometria e quote Test 7

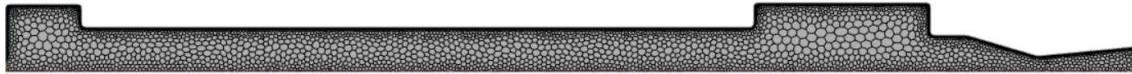


Figura 3.57: Mesh Test 7

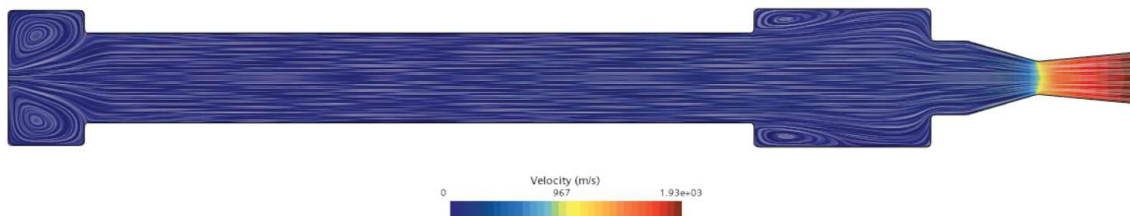


Figura 3.58: Campo di velocità Test 7 con linee di corrente

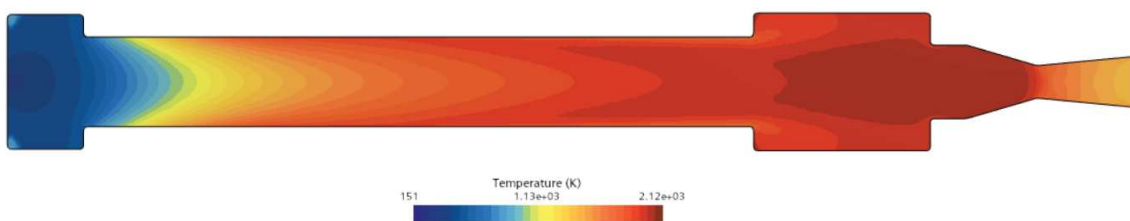


Figura 3.59: Temperatura Test 7

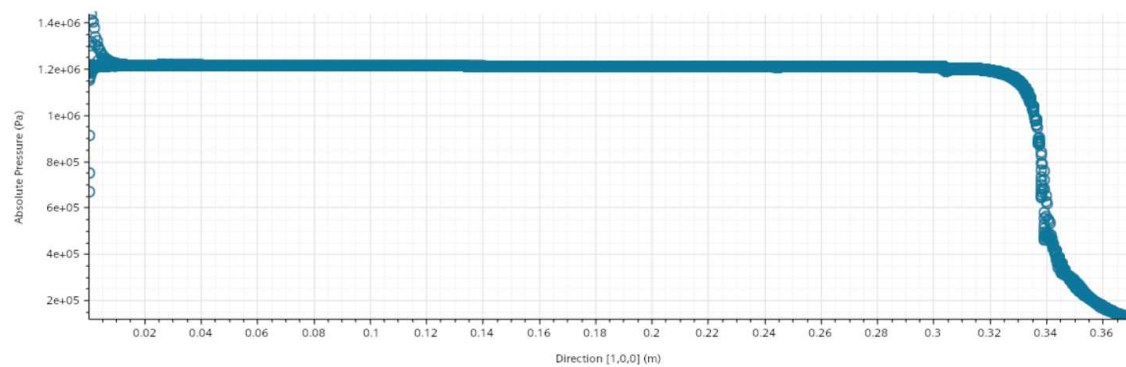


Figura 3.60: Grafico pressione Test 7

$v_{max}$	$1930 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2120 K$
$p_{cc}$	$11.99 bar$

Tabella 3.17: Risultati Test 7 *paraffina-O<sub>2</sub>*

## 3.2.10 Test 9



Figura 3.61: Geometria e quote Test 9



Figura 3.62: Mesh Test 9

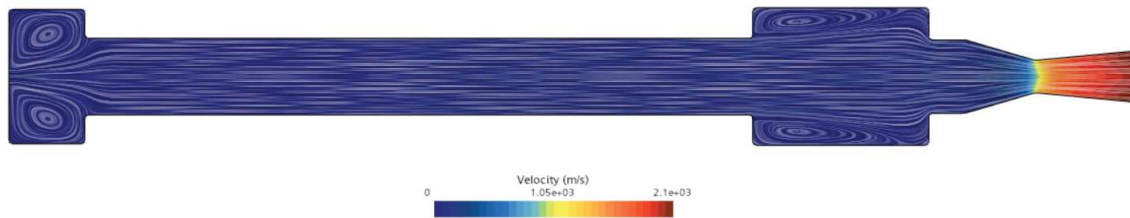


Figura 3.63: Campo di velocità Test 9 con linee di corrente

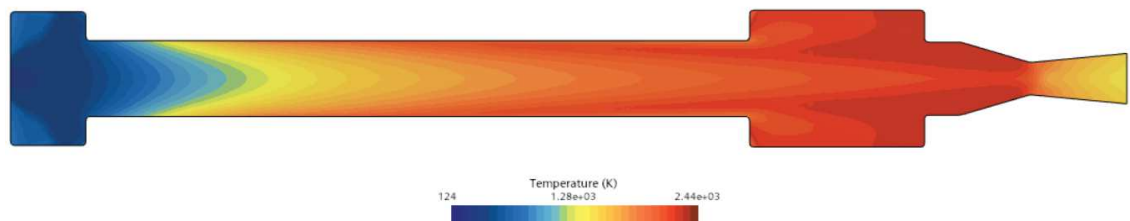


Figura 3.64: Temperatura Test 9

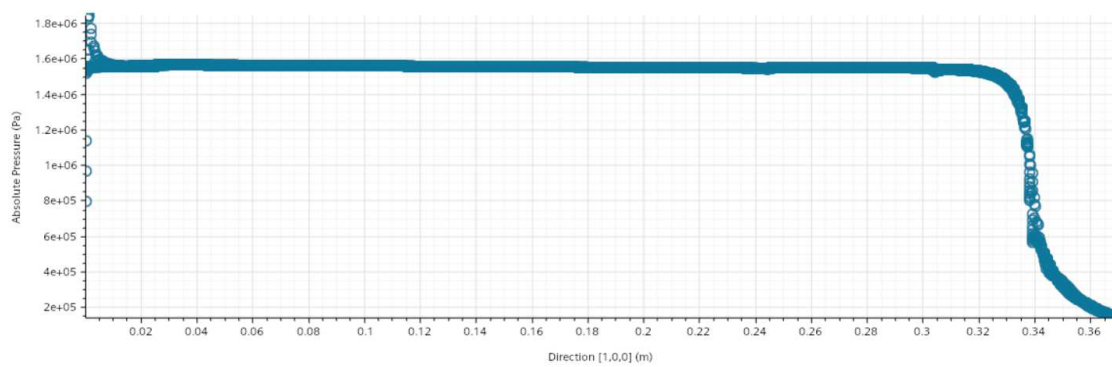


Figura 3.65: Grafico pressione Test 9

$v_{max}$	$2100 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2440K$
$p_{cc}$	$15.37bar$

Tabella 3.18: Risultati Test 9 *paraffina-O<sub>2</sub>*

## 3.2.11 Test 12



Figura 3.66: Geometria e quote Test 12

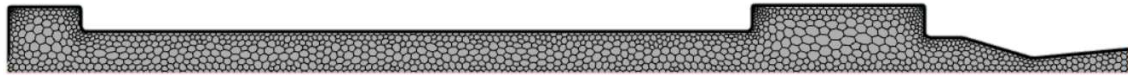


Figura 3.67: Mesh Test 12

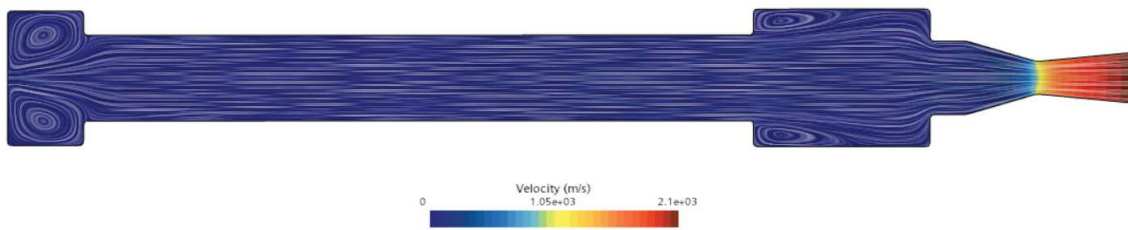


Figura 3.68: Campo di velocità Test 12 con linee di corrente

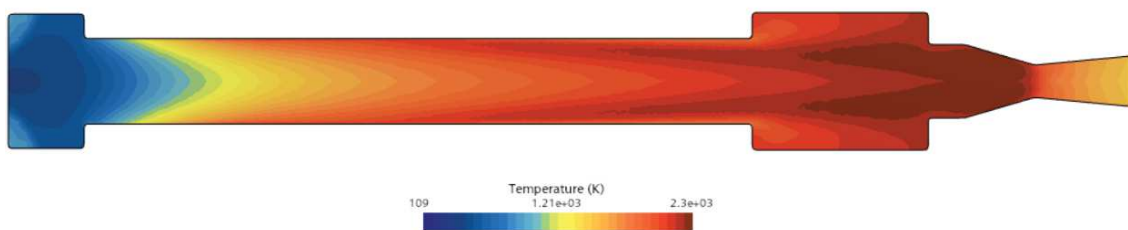


Figura 3.69: Temperatura Test 12

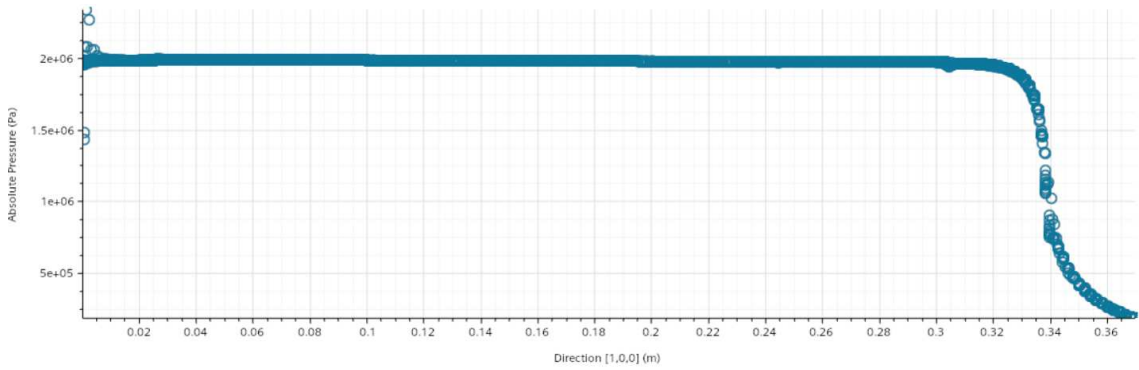


Figura 3.70: Grafico pressione Test 12

$v_{max}$	$2100 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2300K$
$p_{cc}$	$19.6bar$

 Tabella 3.19: Risultati Test 12 *paraffina-O<sub>2</sub>*

Riassumendo i risultati di pressione in camera di combustione e paragonandoli a quelli sperimentali, tabella 3.20, si nota che anche in questo caso si ha un errore compreso indicativamente tra il 5% e il 10%, fatte alcune eccezioni. Questo errore è dovuto con molta probabilità alla cinetica chimica, non calcolata in modo opportuno a causa della mancanza di dati empirici sull'energia di attivazione e sul coefficiente pre-esponenziale di Arrhenius.

Nome Test	P sperimentale [bar]	P simulata [bar]	Errore [%]
0a	4.5	5.76	28
0b	7	6.03	-13.86
1	4.9	4.4	-10.20
2	8	8.06	0.75
3	8.5	9.02	6.12
4	11.5	12.63	9.83
5	8	8.98	12.25
6	11.2	12.14	8.39
7	11.1	11.99	8.02
9	15.7	15.37	-2.10
12	18.4	19.6	6.52

 Tabella 3.20: Paragone test sperimentali - simulazioni, *paraffina-O<sub>2</sub>*



### 3.3 Paraffina- $N_2O$

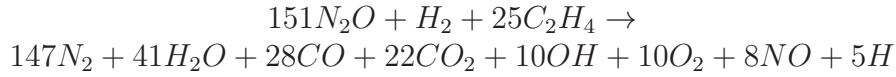
Per l'ultima combinazione di combustibile, ovvero paraffina e protossido di azoto ( $N_2O$ ), i casi sperimentali da cui sono stati presi i dati di validazione sono quelli che si trovano in [6] e [1]. In particolare i dati a noi utili sono riportati nella tabella 3.21. Anche in questo caso, l'ossidante in ingresso ha una temperatura totale di

Nome test	$\dot{m}_{ox}[\frac{kg}{s}]$	O/F	$\bar{D}[\text{mm}]$	$p_{exp}[\text{bar}]$
$k - \epsilon$	0.2916	5.64	36.6	26.4
<b>13</b>	0.3046	5.45	36.6	27.6
<b>14</b>	0.2798	5.75	36.6	25.2
<b>19</b>	0.2837	5.41	36.6	26.1
<b>45</b>	0.2982	6.15	36.6	26.7

Tabella 3.21: Risultati test *paraffina- $N_2O$*

300K, il combustibile invece di 725K. La gola dell'ugello ha un diametro di 14.9mm e il rapporto di espansione è pari a 4.5.

La reazione utilizzata è la seguente:



e i parametri cinetici sono riportati in tabella 3.22.

$E_a$	0J/mol
$A$	1e10mm/s
$v$	0.2

Tabella 3.22: Parametri cinetici test *paraffina- $N_2O$*

Nelle simulazioni con paraffina e  $N_2O$  ciò che cambia sono i valori di portata in ingresso di ossidante e di combustibile, mentre la geometria rimane invariata ed è quella indicata in figura 3.71, la cui mesh la si vede nella figura 3.72. Si ha un diametro di gola di 14.9mm e un rapporto di espansione di 4.5.

Nelle sottosezioni a seguire si vedranno i risultati delle simulazioni.

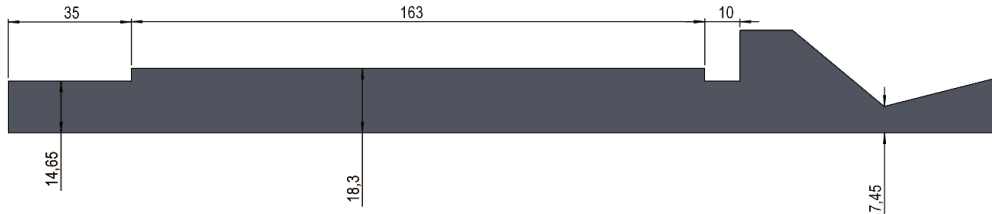


Figura 3.71: Geometria test *paraffina- $N_2O$*

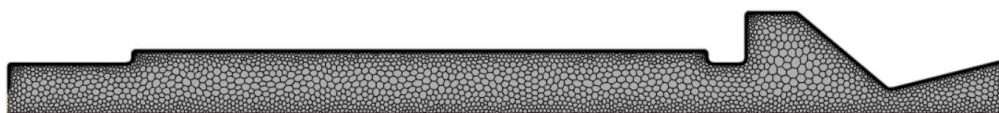


Figura 3.72: Mesh test *paraffina-N<sub>2</sub>O*

### 3.3.1 Test $k - \epsilon$

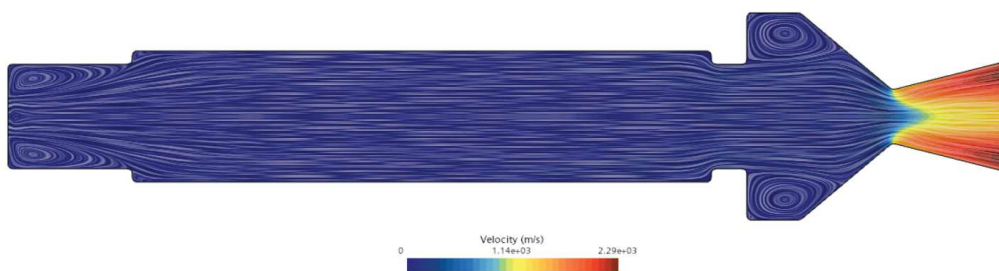


Figura 3.73: Campo di velocità Test  $k - \epsilon$  con linee di corrente

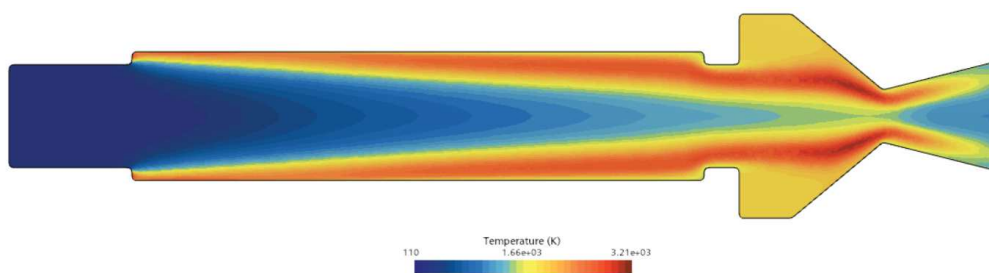


Figura 3.74: Temperatura Test  $k - \epsilon$

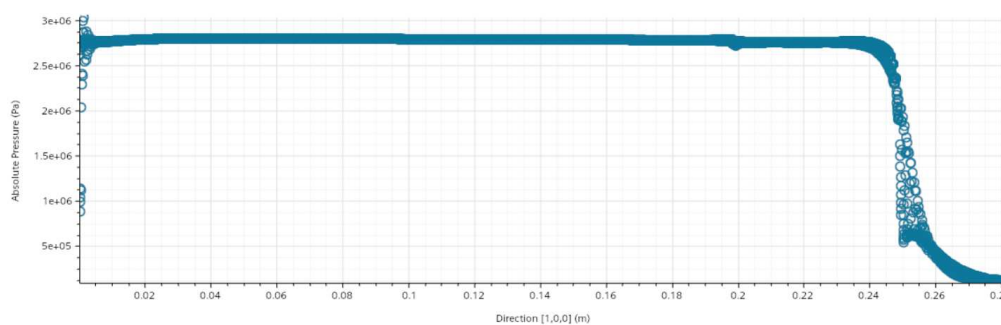


Figura 3.75: Grafico pressione Test  $k - \epsilon$

$v_{max}$	$2290 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3210 K$
$p_{cc}$	$27.5 bar$

Tabella 3.23: Risultati Test  $k - \epsilon$  *paraffina-N<sub>2</sub>O*

## 3.3.2 Test 13

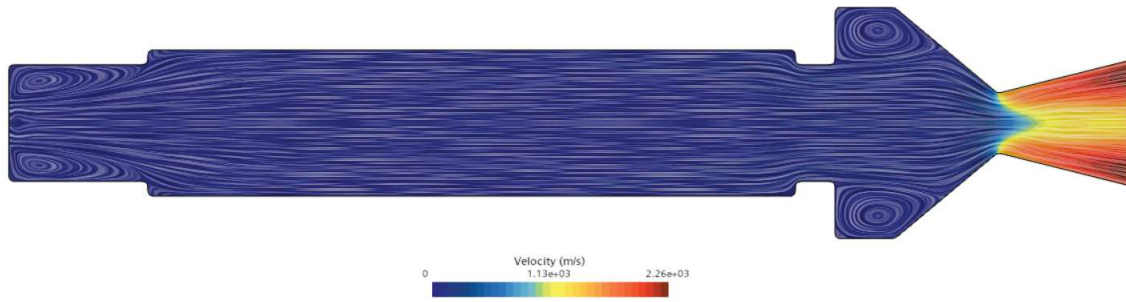


Figura 3.76: Campo di velocità Test 13 con linee di corrente

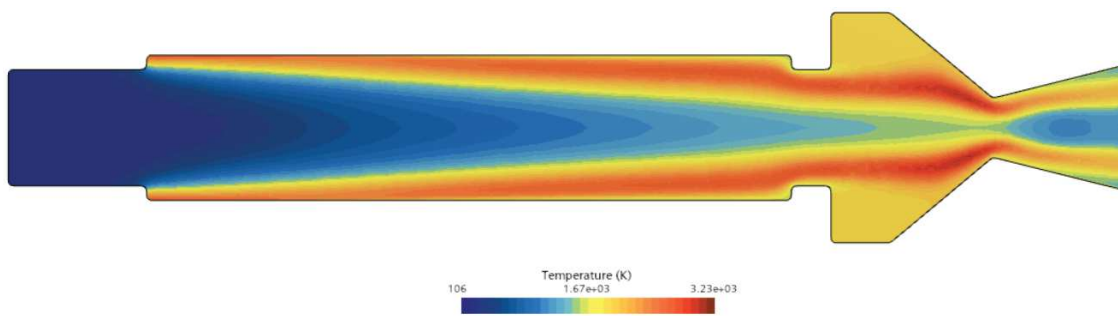


Figura 3.77: Temperatura Test 13

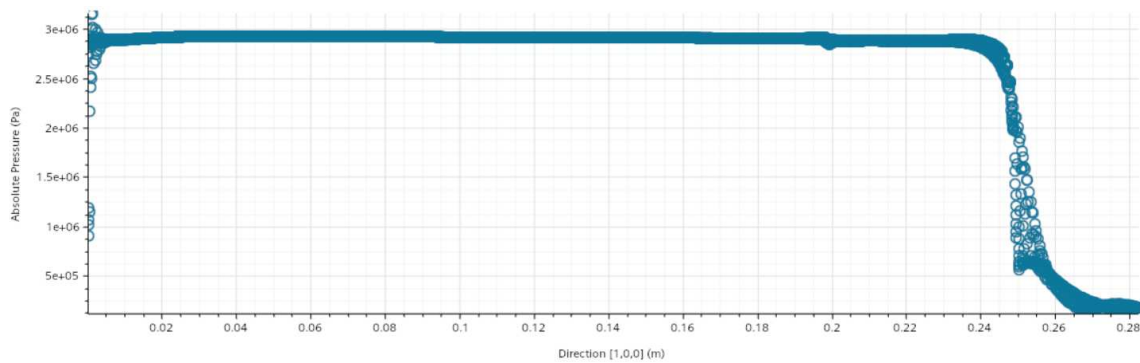


Figura 3.78: Grafico pressione Test 13

$v_{max}$	$2260 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3230K$
$p_{cc}$	$28.8bar$

Tabella 3.24: Risultati Test 13 *paraffina-N<sub>2</sub>O*

### 3.3.3 Test 14

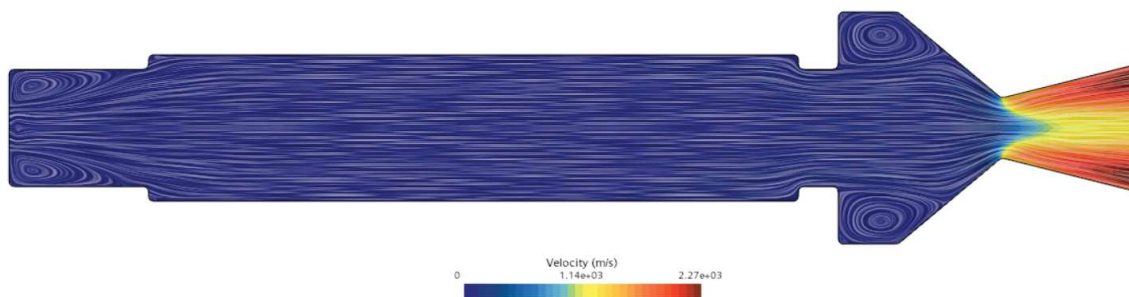


Figura 3.79: Campo di velocità Test 14 con linee di corrente

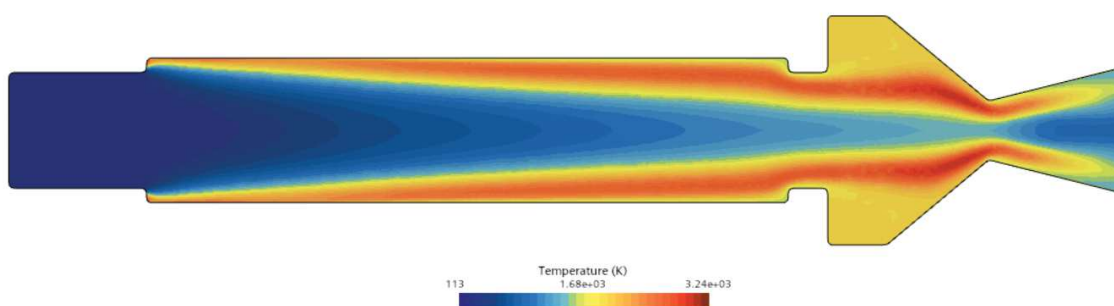


Figura 3.80: Temperatura Test 14

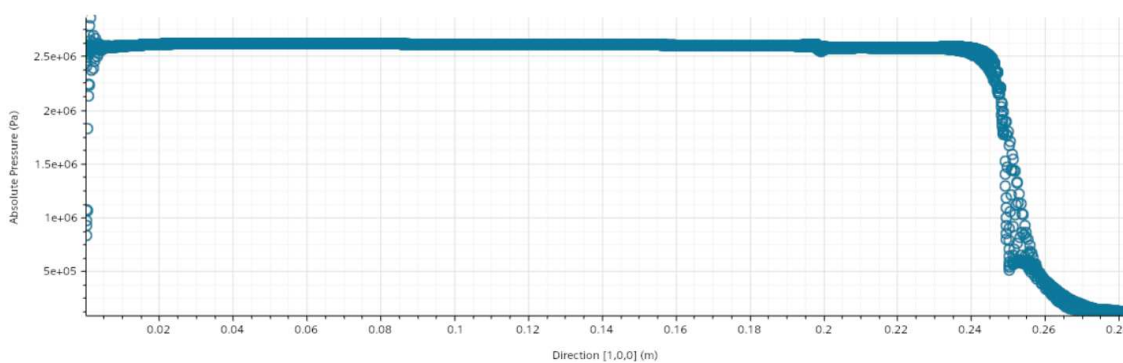


Figura 3.81: Grafico pressione Test 14

$v_{max}$	$2270 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3240 K$
$p_{cc}$	$25.7 bar$

Tabella 3.25: Risultati Test 14 *paraffina-N<sub>2</sub>O*

## 3.3.4 Test 19

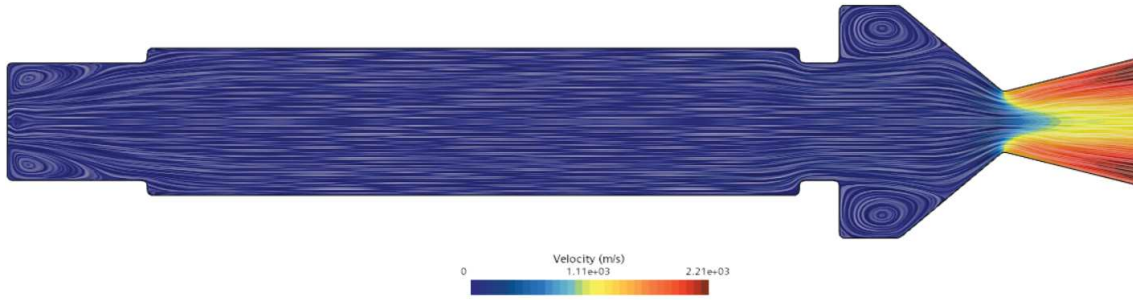


Figura 3.82: Campo di velocità Test 19 con linee di corrente

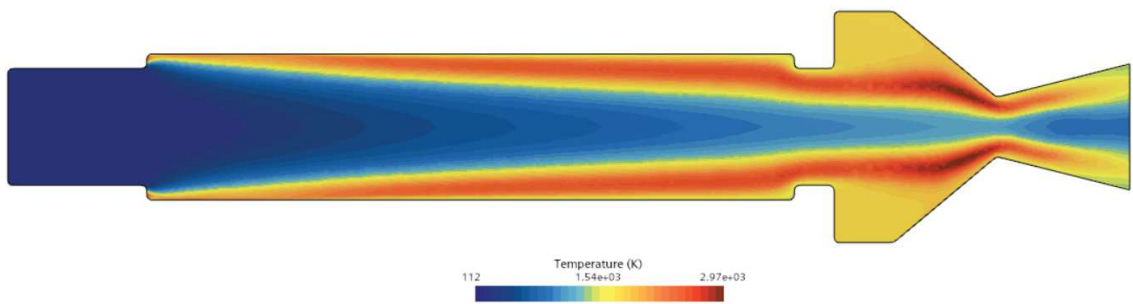


Figura 3.83: Temperatura Test 19

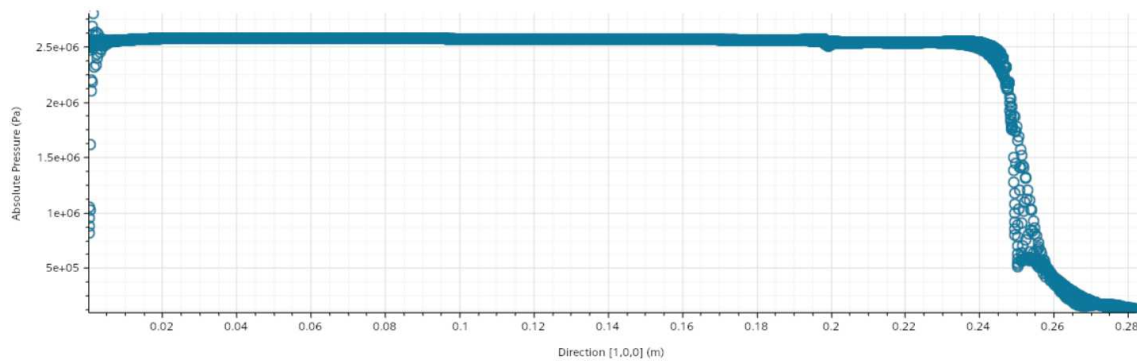


Figura 3.84: Grafico pressione Test 19

$v_{max}$	$2210 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$2970 K$
$p_{cc}$	$25.3 bar$

Tabella 3.26: Risultati Test 19 *paraffina-N<sub>2</sub>O*

### 3.3.5 Test 45

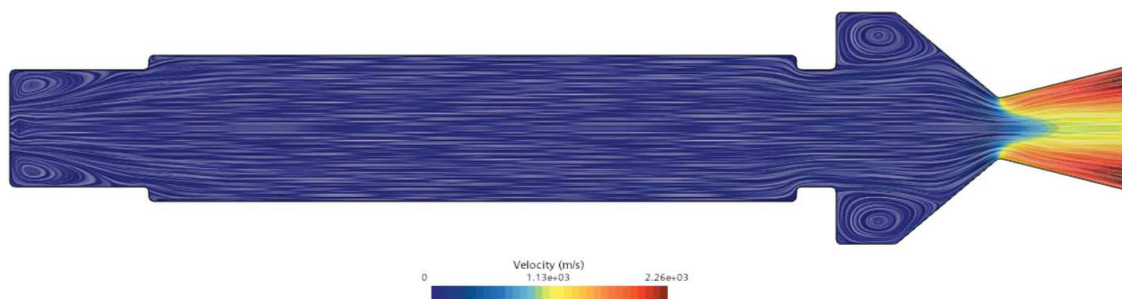


Figura 3.85: Campo di velocità Test 45 con linee di corrente

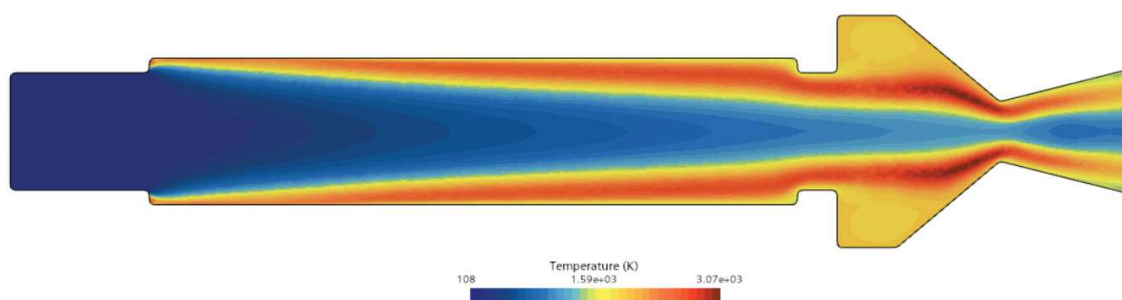


Figura 3.86: Temperatura Test 45

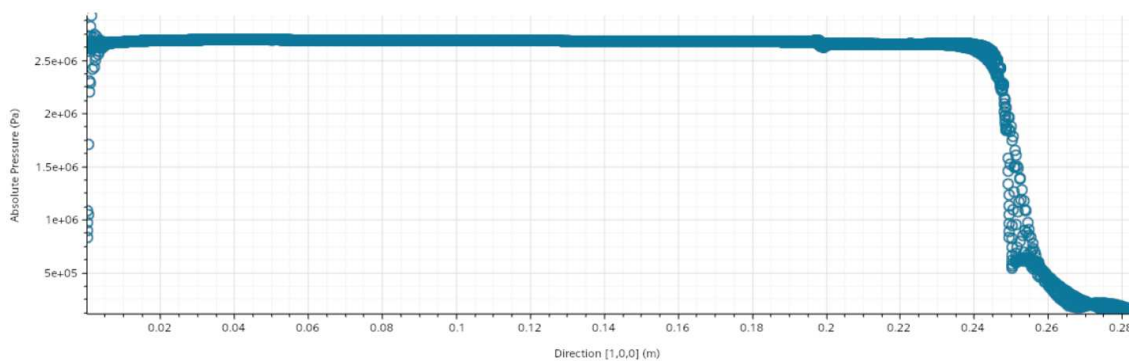


Figura 3.87: Grafico pressione Test 45

$v_{max}$	$2260 \frac{m}{s}$
$T_{max}$	$3070K$
$p_{cc}$	$26.5bar$

Tabella 3.27: Risultati Test 45 *paraffina-N<sub>2</sub>O*

Gli errori di queste simulazioni, come si vede dalla tabella 3.28, sono minori rispetto a quelli delle simulazioni con paraffina e ossigeno biatomico. Questo è dovuto probabilmente al fatto che c'è stata un'attenzione maggiore, quindi sono state svolte prove più numerose, per la ricerca degli esponenti di reazione indicati in tabella 3.22.

Resta comunque il fatto che per avere delle simulazioni più realistiche è opportuno, magari nei prossimi lavori, andare alla ricerca dei valori esatti dei parametri cinetici.

Si ha quindi in definitiva che per questa combinazione di propellente e con questi

Nome test	P sperimentale [bar]	P simulata [bar]	Errore [%]
<b>k-eps</b>	26.4	27.5	4.17
<b>45</b>	26.7	26.5	-0.75
<b>19</b>	26.1	25.3	-3.07
<b>13</b>	27.6	28.8	4.35
<b>14</b>	25.2	25.7	1.98

Tabella 3.28: Paragone test sperimentali- simulazioni, *paraffina-N<sub>2</sub>O*

parametri cinetici gli errori sono sempre minori del 5% nei casi studiati. Si userà quindi questo modello per andare a simulare la camera di combustione di SFR 3.





# Capitolo 4

## Ottimizzazione geometria di *Thrust*

In questo capitolo si vedranno quali sono i risultati delle simulazioni effettuate per migliorare l'efficienza di combustione del motore di SFR 3.

Le modifiche che verranno eseguite riguardano due dispositivi che nella propulsione ibrida vengono comunemente usati: un diaframma, posizionato lungo il grano combustibile, e una post-camera, posizionata alla fine del grano combustibile. Il principio con cui lavorano diaframma e post-camera è lo stesso. Entrambi hanno infatti l'obiettivo di creare delle zone vorticose che favoriscano il mescolamento tra combustibile e comburente, per evitare che questi escano dalla camera di combustione senza aver reagito tra loro.

Quello che è stato fatto nelle simulazioni seguenti è quindi verificare che questi dispositivi funzionassero andando inoltre alla ricerca della posizione migliore per il diaframma e della lunghezza migliore della post-camera.

La geometria del diaframma utilizzata per queste prove è una geometria a foro centrale, come quella indicata in figura 4.1a. È stata utilizzata questa geometria per il semplice fatto che fosse assialsimmetrica e che quindi permettesse di eseguire simulazioni bidimensionali, risparmiando così costo computazionale.

Una volta trovate la posizione migliore per il diaframma e la lunghezza migliore per la post-camera, sono state effettuate altre due simulazioni, questa volta tridimensionali, per valutare l'effetto anche della geometria del diaframma. Le geometrie del diaframma provate, oltre a quella a foro centrale, sono indicate nelle figure 4.1b e 4.1c.

La geometria utilizzata per la camera di combustione invece è ovviamente quella di SFR 3 ed è indicata in figura 4.2a, questa è stata poi modificata aggiungendo diaframma e post-camera. Un esempio è mostrato in figura 4.2b. Per le simulazioni tridimensionali, quindi con i diaframmi a 4 fori, non è stata simulata l'intera camera di combustione, bensì un quarto di essa. I piani di sezione sono stati considerati come *symmetry planes*. Questo accorgimento è stato introdotto solamente con lo scopo di risparmiare costo computazionale. Per capire meglio la modifica effettuata, guardare l'immagine 4.3. La prima simulazione da effettuare è però una simulazione base, senza diaframma e senza post-camera, questa ci servirà come riferimento per capire se effettivamente le modifiche avranno senso oppure no. Dopodiché si partirà con le modifiche alla geometria. Si eseguiranno delle simulazioni con il diaframma posto in 5 posizioni diverse: al 20% della lunghezza del grano, al 40%, al 60%,

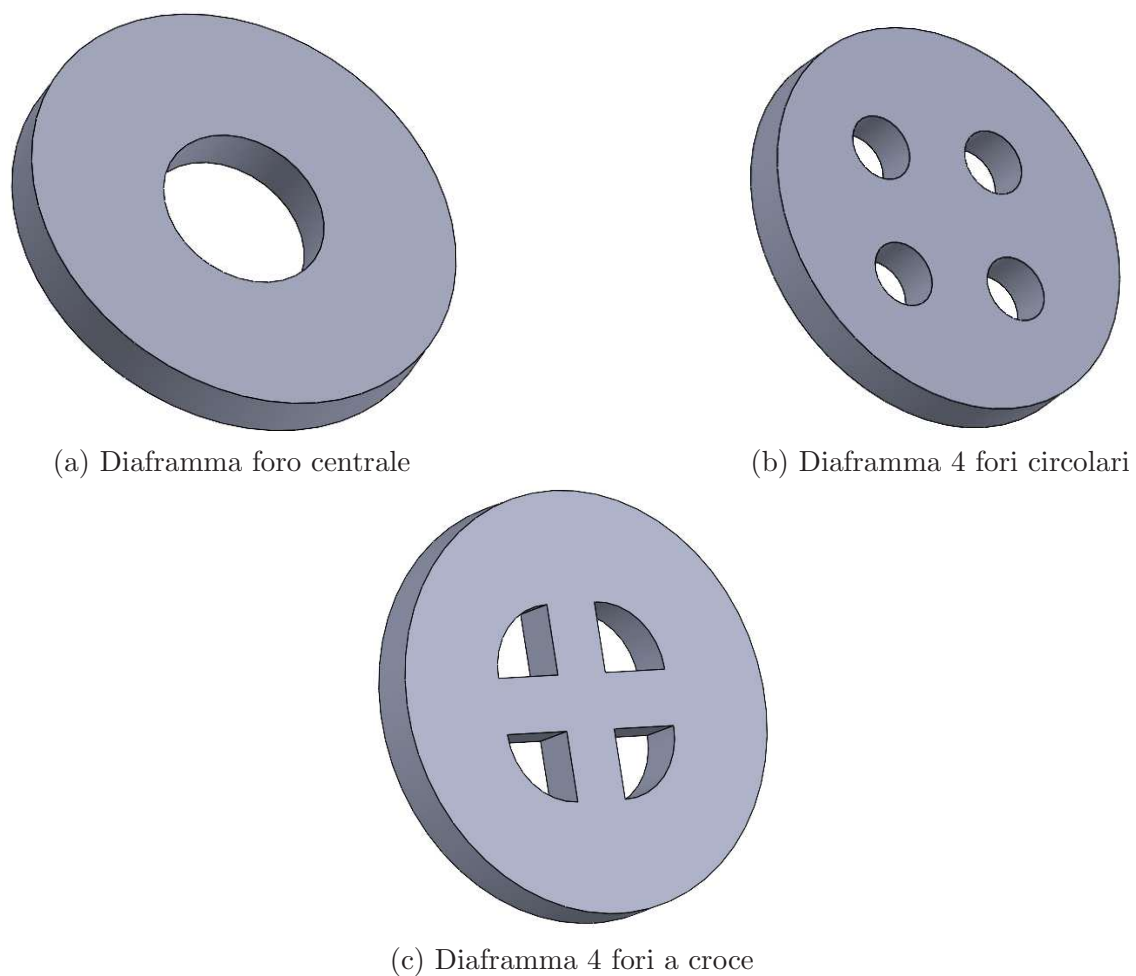


Figura 4.1: Diverse geometrie del diaframma simulate

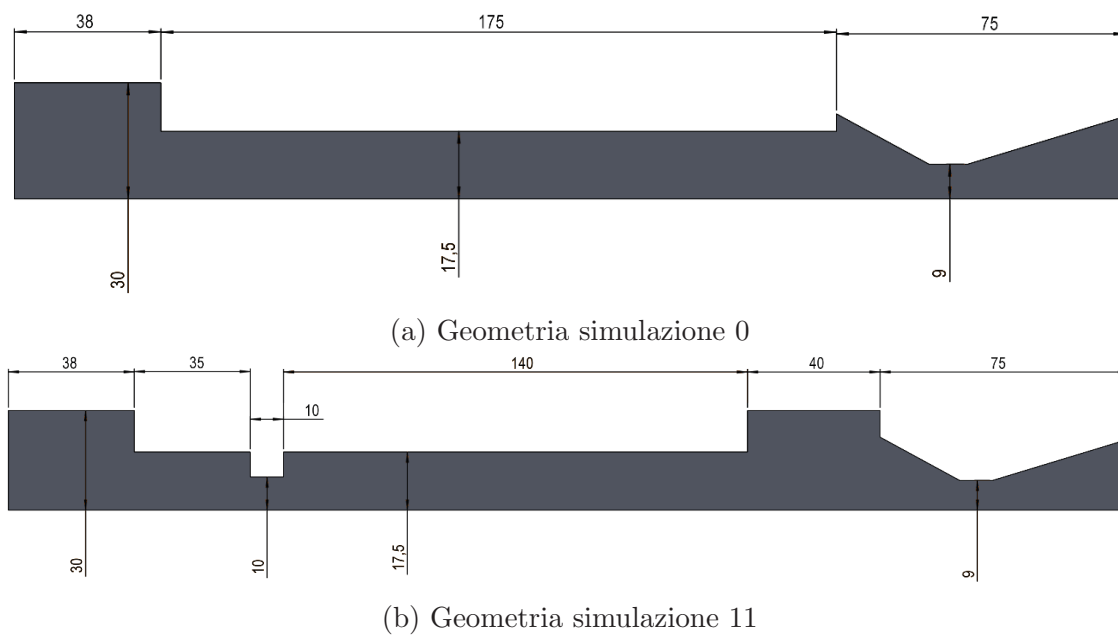
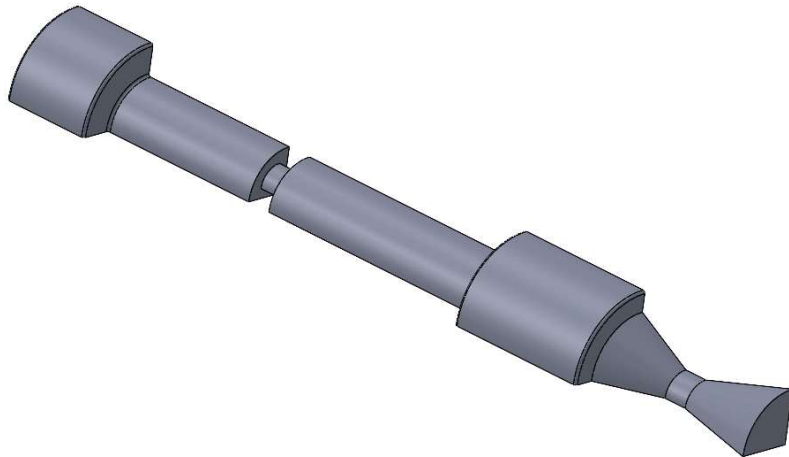


Figura 4.2: Geometrie e quote con e senza diaframma e post-camera



(a) Geometria tridimensionale completa



(b) Geometria tridimensionale sezionata

Figura 4.3: Geometria tridimensionale

all'80% e al 100%, quindi alla fine del grano. Ognuna di queste simulazioni verrà eseguita inizialmente senza post-camera, poi con una post-camera dalla lunghezza di 20mm, poi 40mm e infine 60mm. In conclusione, come detto poco più sopra, saranno eseguite le due simulazioni tridimensionali per valutare anche l'effetto della geometria del diaframma.

Le simulazioni totali saranno quindi 23, le cui caratteristiche sono riassunte nella tabella 4.1. La reazione utilizzata per la combustione e i parametri cinetici sono indicati nella sezione 2.4.

Si ricorda che l'obiettivo è solamente quello di migliorare l'efficienza di combustione, verranno quindi mantenuti invariati alcuni parametri fondamentali come il diametro di gola dell'ugello o il rapporto di espansione, che sono già stati scelti con cognizione di causa tenendo conto della missione di SFR 3, ovvero quella di raggiungere un apogeo di 3 km di quota.

Allo stesso modo rimangono invariate anche le portate in ingresso di ossidante e combustibile. Tutti questi parametri sono riassunti nella tabella 4.2.

Per tenere traccia dell'obiettivo il parametro che si controllerà è il  $c^*$ , che rappresenta proprio l'efficienza di combustione.

Come fatto nel capitolo precedente, per ogni simulazione verranno mostrate le immagini più significative e una tabella riassuntiva coi parametri di nostro interesse. Le immagini che verranno mostrate saranno quella della velocità, della temperatura

Numero simulazione	Posizione del diaframma [% della lunghezza del grano]	Lunghezza post-camera [mm]	Geometria diaframma
0	/	0	/
1	20	0	Foro circolare
2	40	0	Foro circolare
3	60	0	Foro circolare
4	80	0	Foro circolare
5	100	0	Foro circolare
6	20	20	Foro circolare
7	40	20	Foro circolare
8	60	20	Foro circolare
9	80	20	Foro circolare
10	100	20	Foro circolare
11	20	40	Foro circolare
12	40	40	Foro circolare
13	60	40	Foro circolare
14	80	40	Foro circolare
15	100	40	Foro circolare
16	20	60	Foro circolare
17	40	60	Foro circolare
18	60	60	Foro circolare
19	80	60	Foro circolare
20	100	60	Foro circolare
21	40	60	4 fori circolari
22	40	60	4 fori a croce

Tabella 4.1: Configurazioni del diaframma e della post-camera per le varie simulazioni

Diametro di gola	18mm
Rapporto di espansione	5.65
Portata ossidante	0.53kg/s
Portata fuel	0.0744kg/s
O/F	7.12
Diametro di porta	35mm

Tabella 4.2: Caratteristiche del motore di SFR 3

e questa volta anche della frazione di massa dell'ossidante, l' $N_2O$ , che permetterà di capire quando effettivamente l'ossidante reagisce oppure no.

## 4.1 Simulazione 0, configurazione base

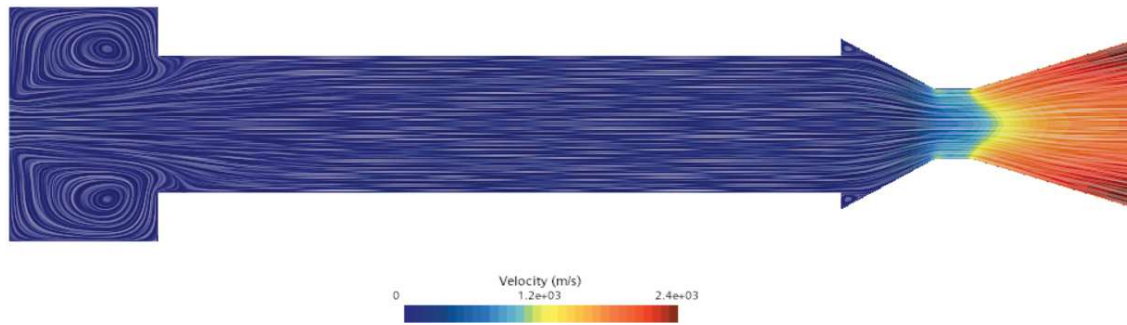


Figura 4.4: Simulazione 0 campo di velocità con linee di corrente

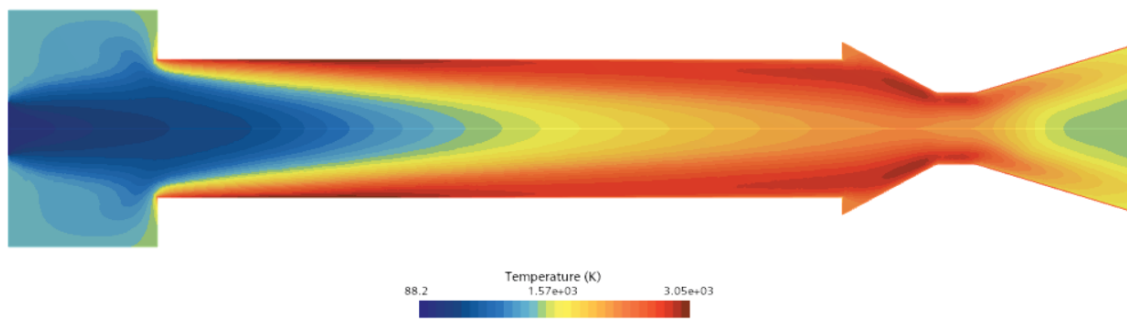


Figura 4.5: Simulazione 0 temperatura

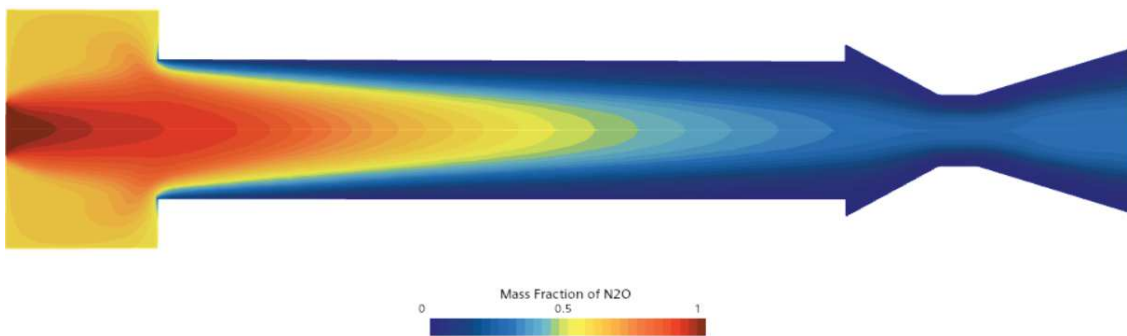


Figura 4.6: Simulazione 0 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2400m/s
$T_{max}$	3050K
$p_{cc}$	35.1bar
$c^*$	1479m/s

Tabella 4.3: Risultati simulazione 0

## 4.2 Simulazione 1, diaframma 20%, no post-camera

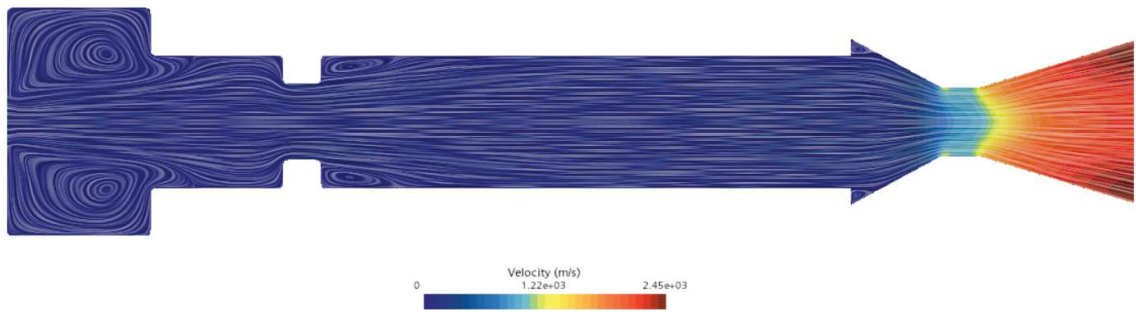


Figura 4.7: Simulazione 1 campo di velocità con linee di corrente

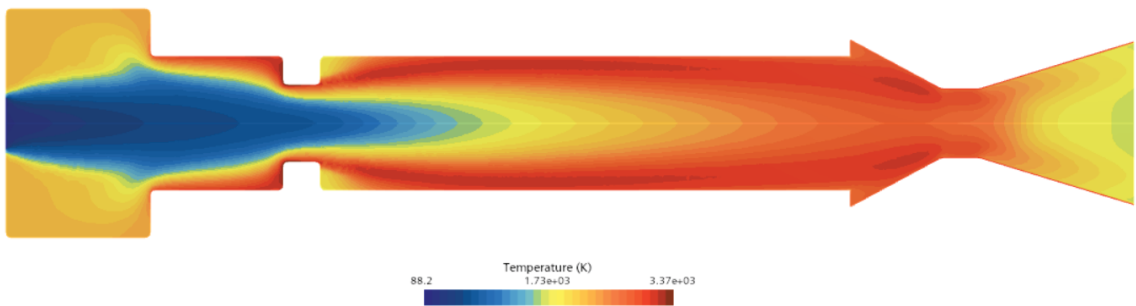


Figura 4.8: Simulazione 1 temperatura

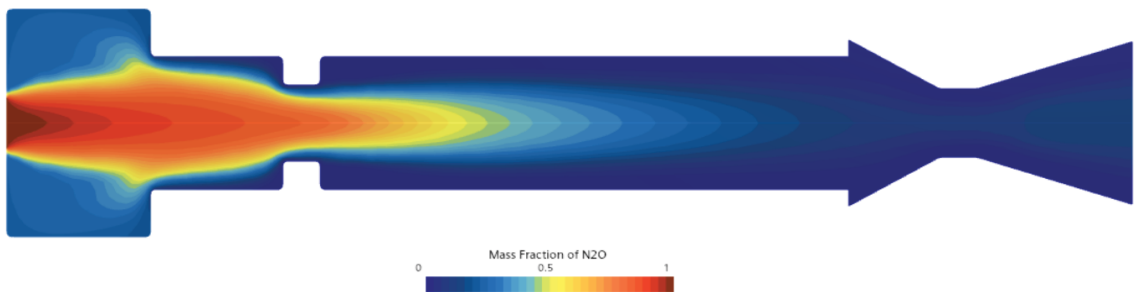


Figura 4.9: Simulazione 1 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2450m/s
$T_{max}$	3370K
$p_{cc}$	37.4bar
$c^*$	1574m/s

Tabella 4.4: Risultati simulazione 1

### 4.3 Simulazione 2, diaframma 40%, no post-camera

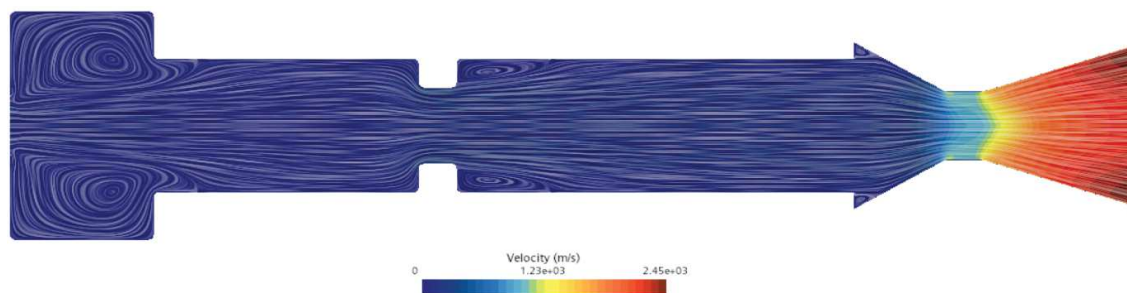


Figura 4.10: Simulazione 2 campo di velocità con linee di corrente

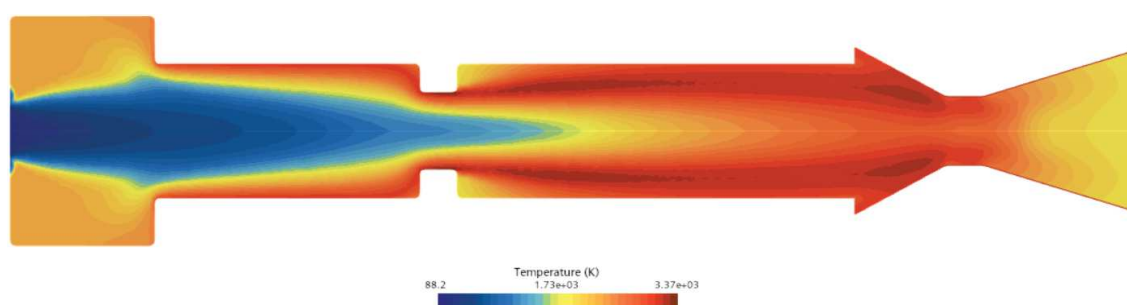


Figura 4.11: Simulazione 2 temperatura

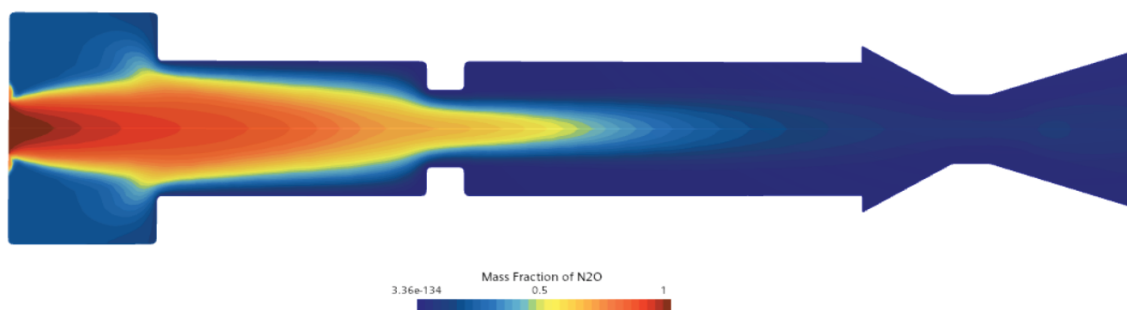


Figura 4.12: Simulazione 2 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2450m/s
$T_{max}$	3370K
$p_{cc}$	38.1bar
$c^*$	1606m/s

Tabella 4.5: Risultati simulazione 2

#### 4.4 Simulazione 3, diaframma 60%, no post-camera

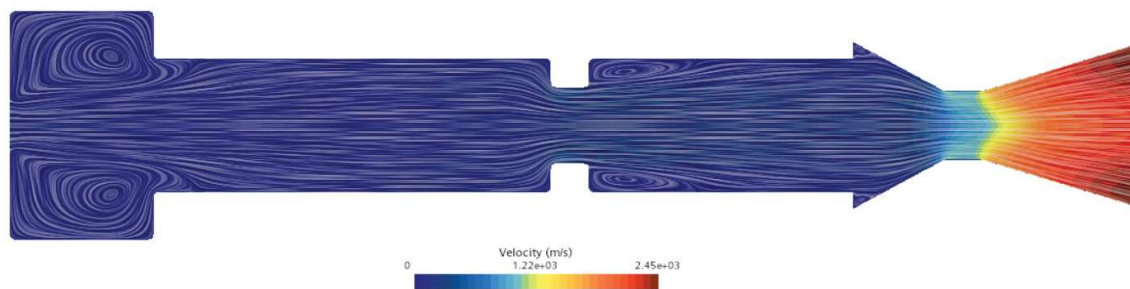


Figura 4.13: Simulazione 3 campo di velocità con linee di corrente

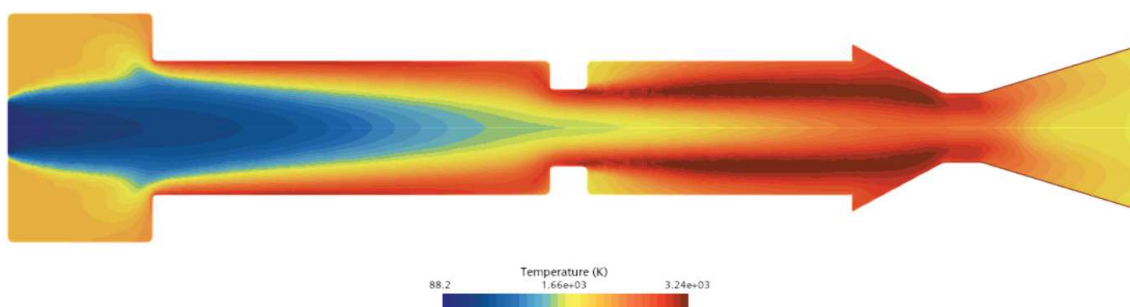


Figura 4.14: Simulazione 3 temperatura

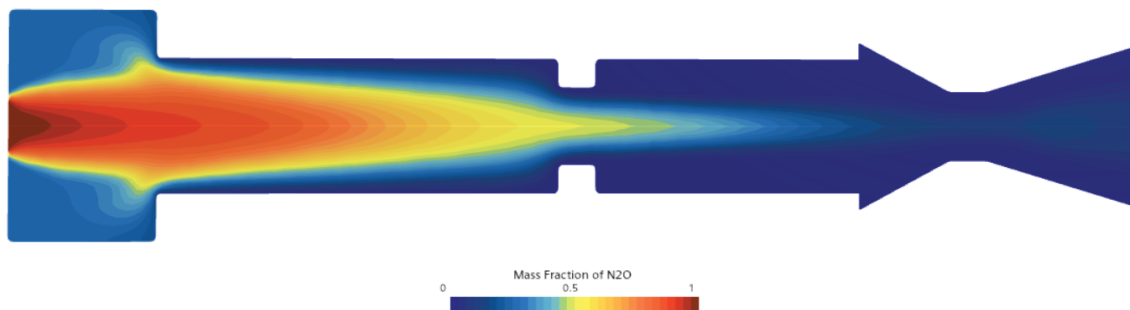


Figura 4.15: Simulazione 3 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	$2450m/s$
$T_{max}$	$3240K$
$p_{cc}$	$37.7bar$
$c^*$	$1587m/s$

Tabella 4.6: Risultati simulazione 3



## 4.5 Simulazione 4, diaframma 80%, no post-camera

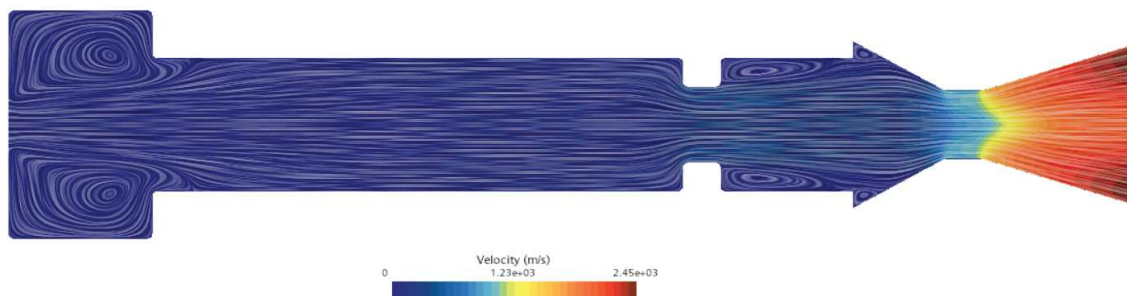


Figura 4.16: Simulazione 4 campo di velocità con linee di corrente

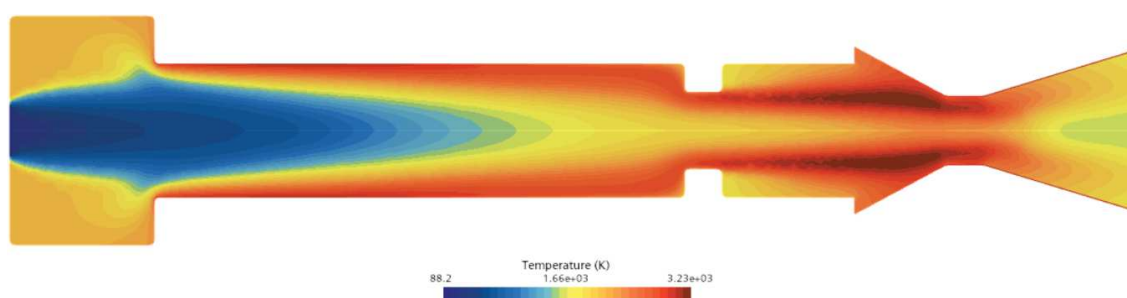
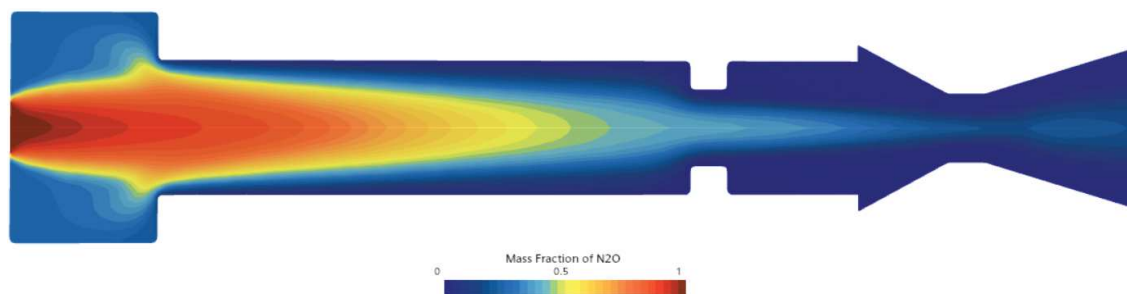


Figura 4.17: Simulazione 4 temperatura

Figura 4.18: Simulazione 4 frazione di massa  $N_2O$ 

$v_{max}$	2450m/s
$T_{max}$	3230K
$p_{cc}$	36.7bar
$c^*$	1545m/s

Tabella 4.7: Risultati simulazione 4

## 4.6 Simulazione 5, diaframma 100%, no post-camera

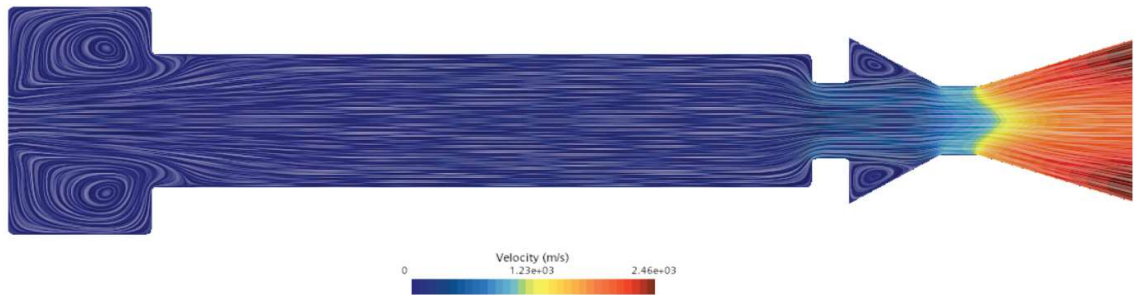


Figura 4.19: Simulazione 5 campo di velocità con linee di corrente

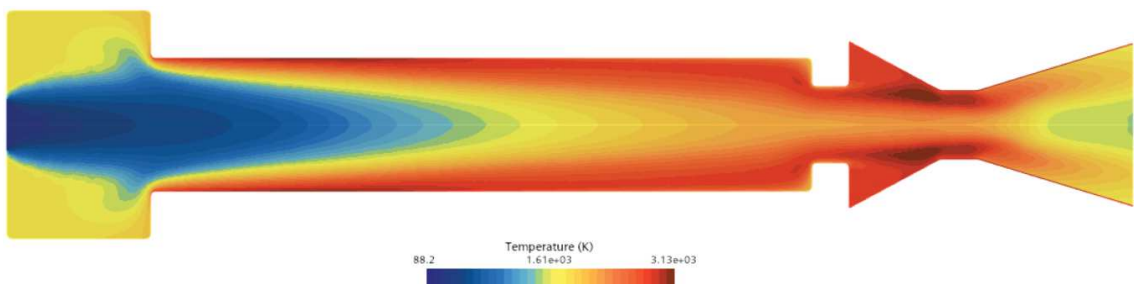


Figura 4.20: Simulazione 5 temperatura

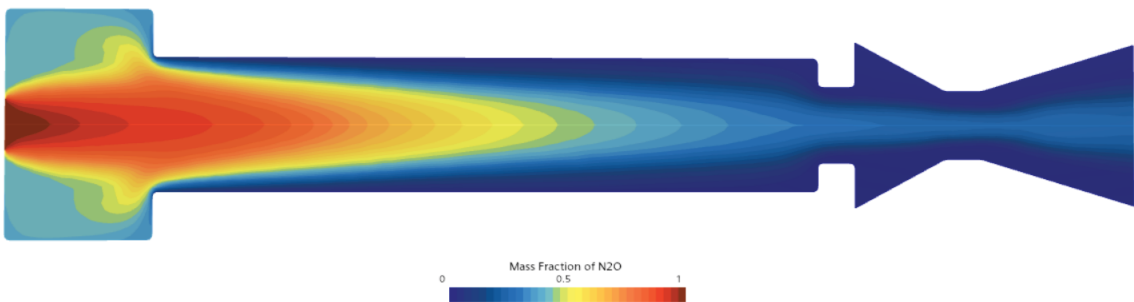


Figura 4.21: Simulazione 5 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2460m/s
$T_{max}$	3130K
$p_{cc}$	33.9bar
$c^*$	1428m/s

Tabella 4.8: Risultati simulazione 5

## 4.7 Simulazione 6, diaframma 20%, post-camera 20 mm

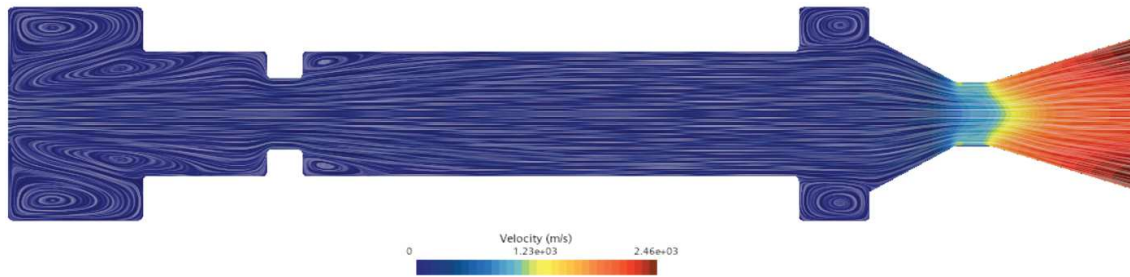


Figura 4.22: Simulazione 6 campo di velocità con linee di corrente

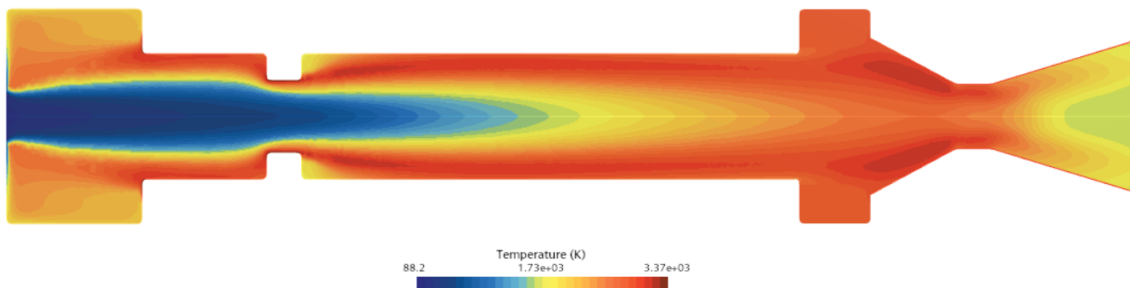


Figura 4.23: Simulazione 6 temperatura

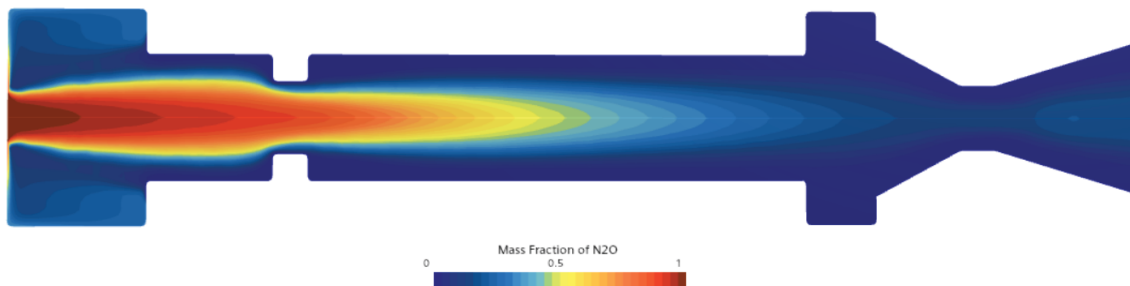


Figura 4.24: Simulazione 6 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2460m/s
$T_{max}$	3370K
$p_{cc}$	37.5bar
$c^*$	1579m/s

Tabella 4.9: Risultati simulazione 6

## 4.8 Simulazione 7, diaframma 40%, post-camera 20 mm

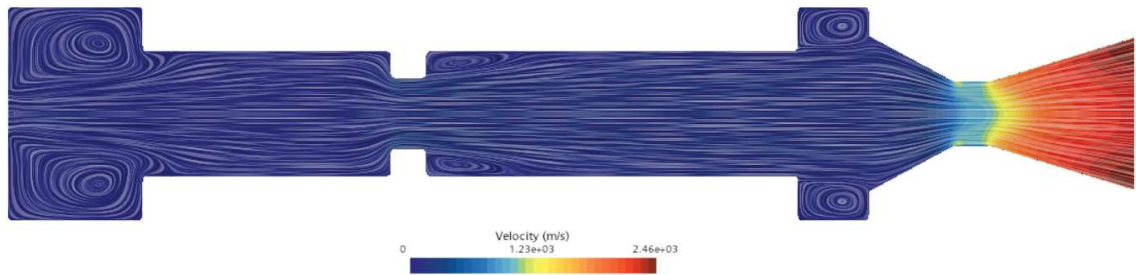


Figura 4.25: Simulazione 7 campo di velocità con linee di corrente

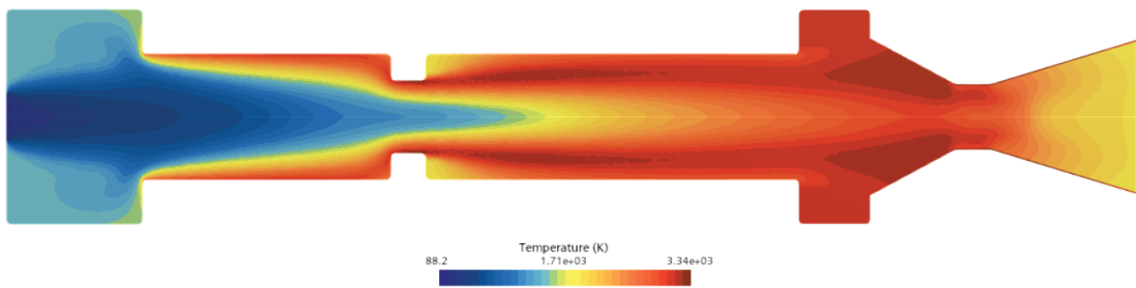


Figura 4.26: Simulazione 7 temperatura

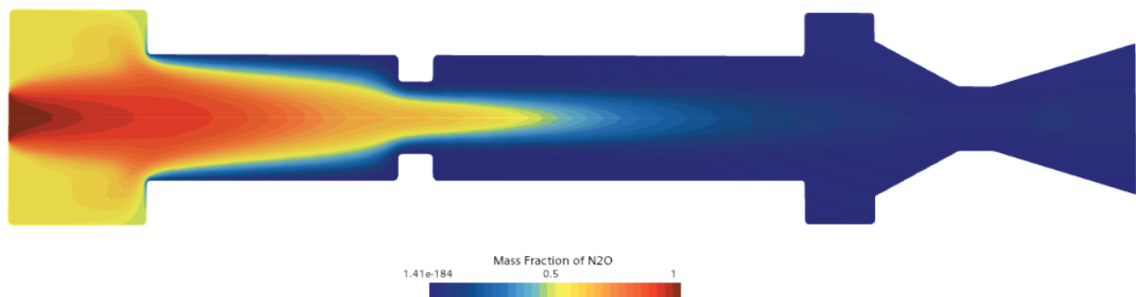


Figura 4.27: Simulazione 7 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2460m/s
$T_{max}$	3340K
$p_{cc}$	38.7bar
$c^*$	1630m/s

Tabella 4.10: Risultati simulazione 7

## 4.9 Simulazione 8, diaframma 60%, post-camera 20 mm

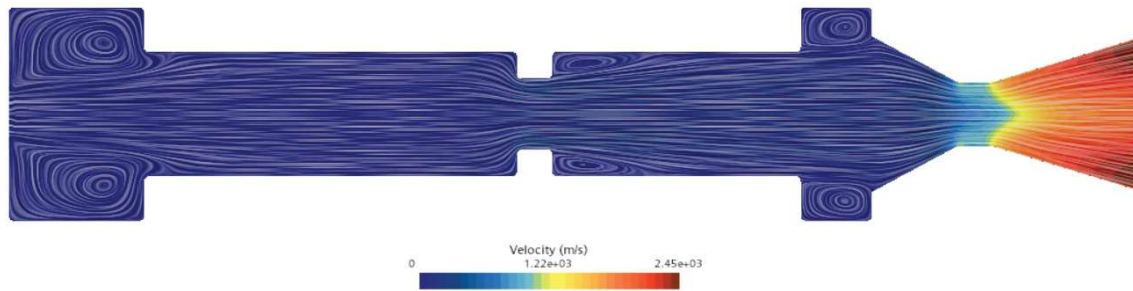


Figura 4.28: Simulazione 8 campo di velocità con linee di corrente

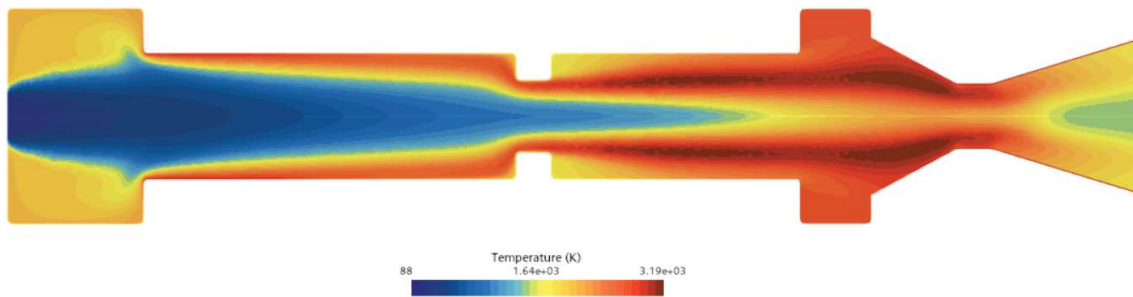


Figura 4.29: Simulazione 8 temperatura

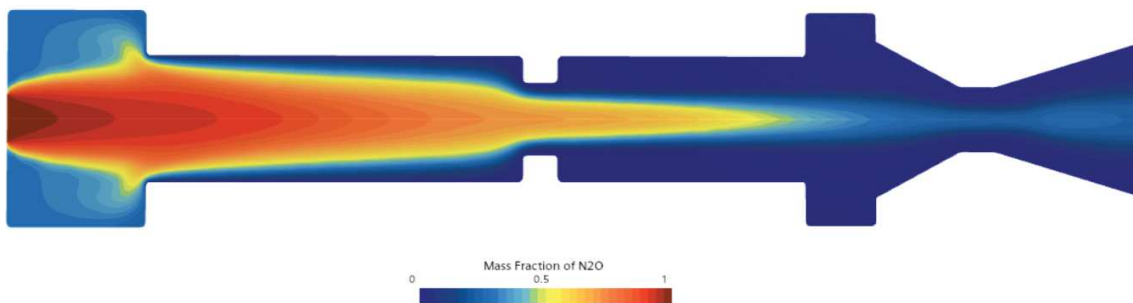


Figura 4.30: Simulazione 8 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2450m/s
$T_{max}$	3190K
$p_{cc}$	37.2bar
$c^*$	1568m/s

Tabella 4.11: Risultati simulazione 8

### 4.10 Simulazione 9, diaframma 80%, post-camera 20 mm

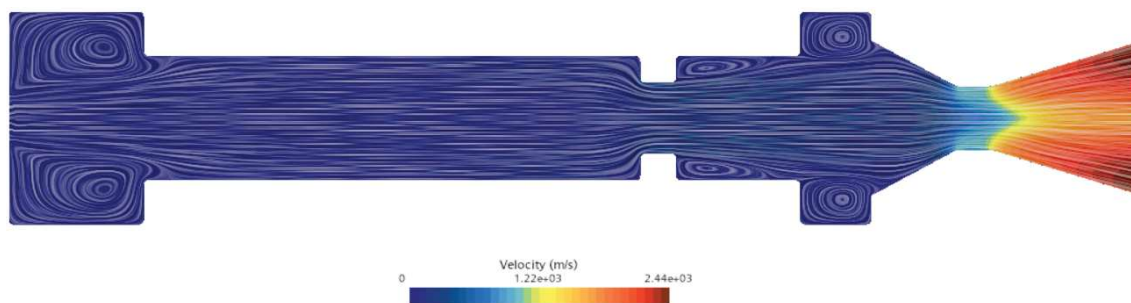


Figura 4.31: Simulazione 9 campo di velocità con linee di corrente

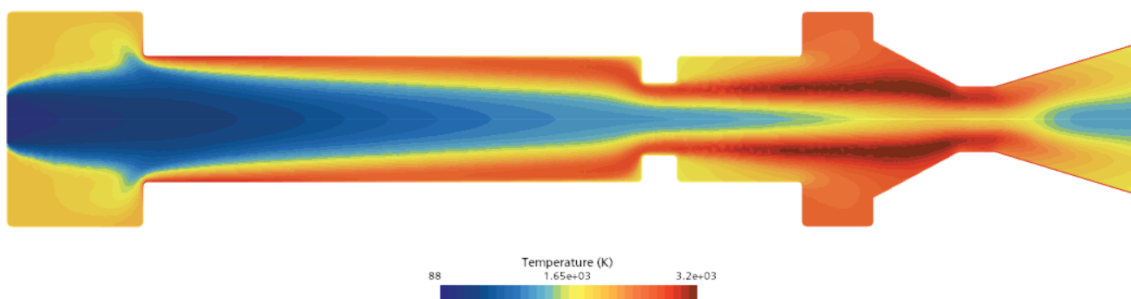


Figura 4.32: Simulazione 9 temperatura

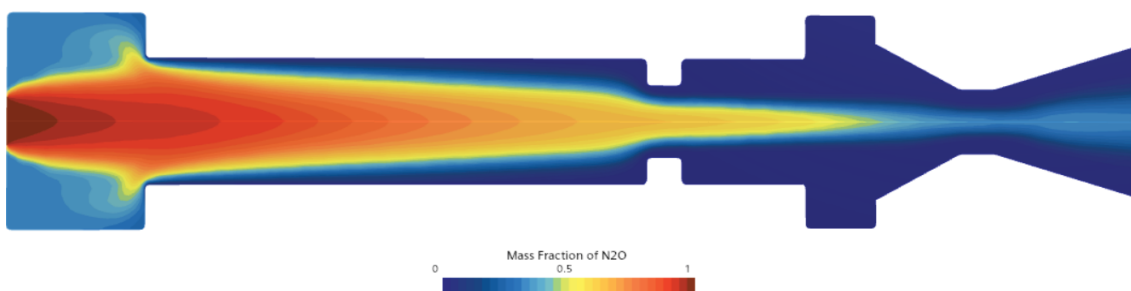


Figura 4.33: Simulazione 9 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2440m/s
$T_{max}$	3200K
$p_{cc}$	36.4bar
$c^*$	1533m/s

Tabella 4.12: Risultati simulazione 9

## 4.11 Simulazione 10, diaframma 100%, post-camera 20 mm

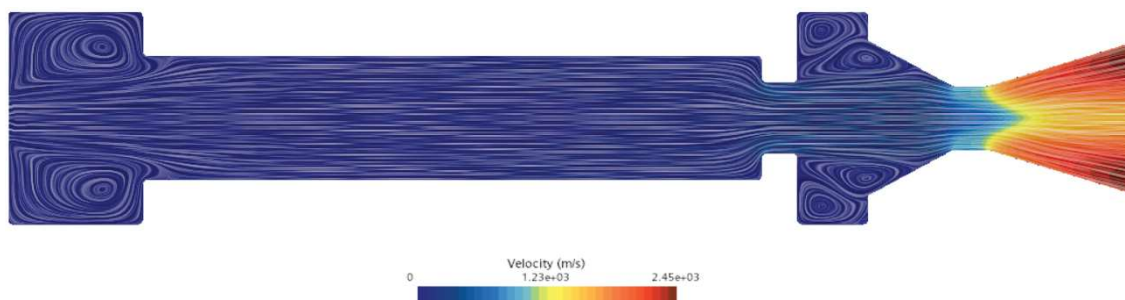


Figura 4.34: Simulazione 10 campo di velocità con linee di corrente

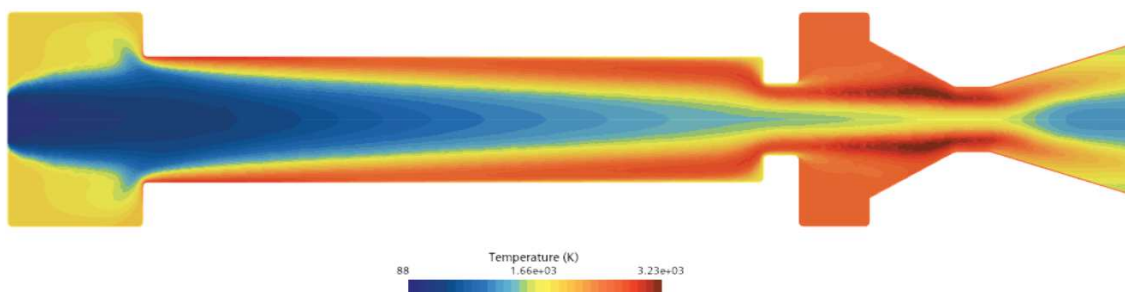


Figura 4.35: Simulazione 10 temperatura

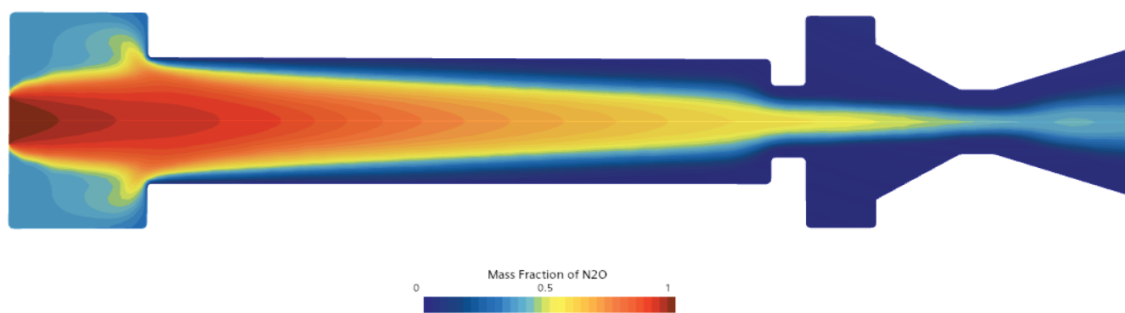


Figura 4.36: Simulazione 10 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2450m/s
$T_{max}$	3230K
$p_{cc}$	35.5bar
$c^*$	1496m/s

Tabella 4.13: Risultati simulazione 10

## 4.12 Simulazione 11, diaframma 20%, post-camera 40 mm

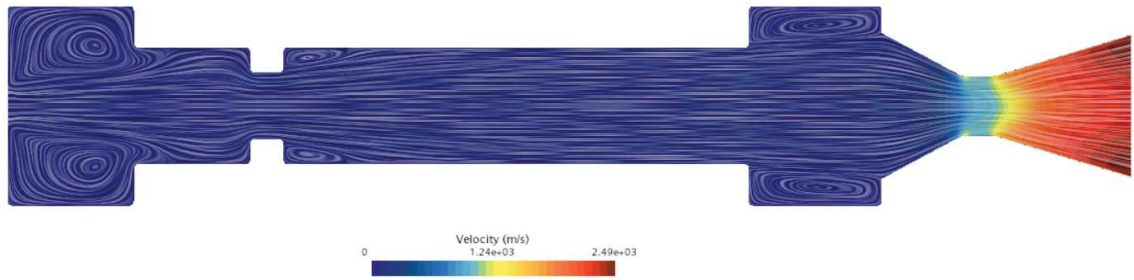


Figura 4.37: Simulazione 11 campo di velocità con linee di corrente

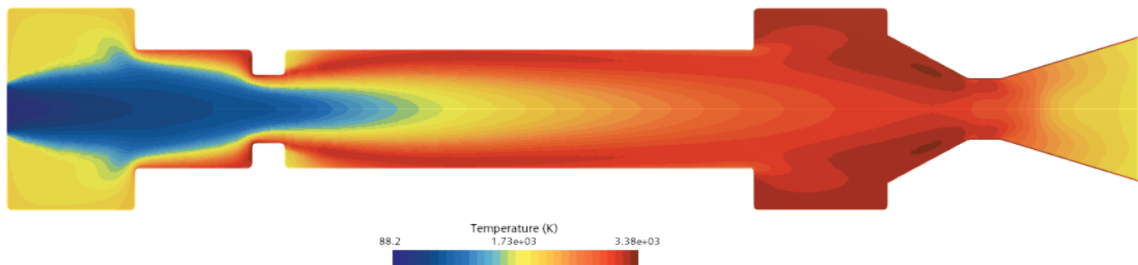


Figura 4.38: Simulazione 11 temperatura

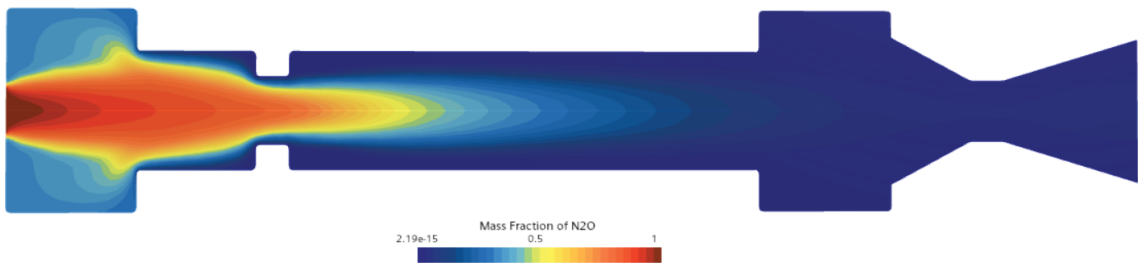


Figura 4.39: Simulazione 11 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2490m/s
$T_{max}$	3380K
$p_{cc}$	39bar
$c^*$	1640m/s

Tabella 4.14: Risultati simulazione 11



### 4.13 Simulazione 12, diaframma 40%, post-camera 40 mm

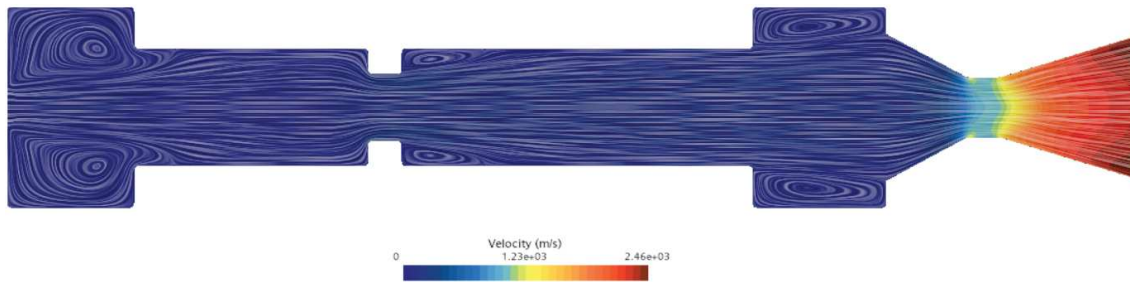


Figura 4.40: Simulazione 12 campo di velocità con linee di corrente

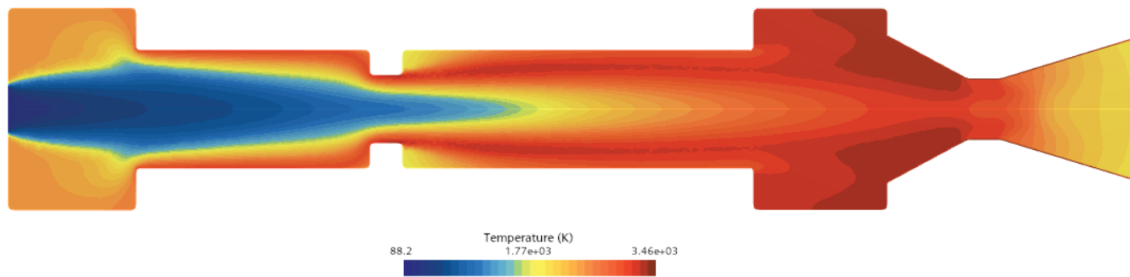


Figura 4.41: Simulazione 12 temperatura

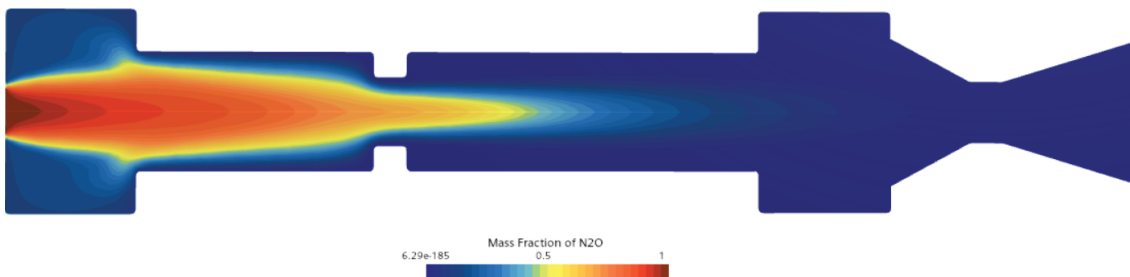


Figura 4.42: Simulazione 12 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2460m/s
$T_{max}$	3460K
$p_{cc}$	39.3bar
$c^*$	1653m/s

Tabella 4.15: Risultati simulazione 12

### 4.14 Simulazione 13, diaframma 60%, post-camera 40 mm

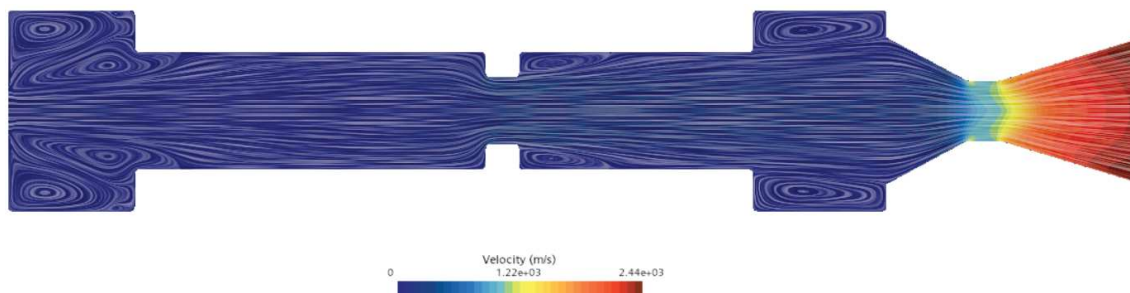


Figura 4.43: Simulazione 13 campo di velocità con linee di corrente

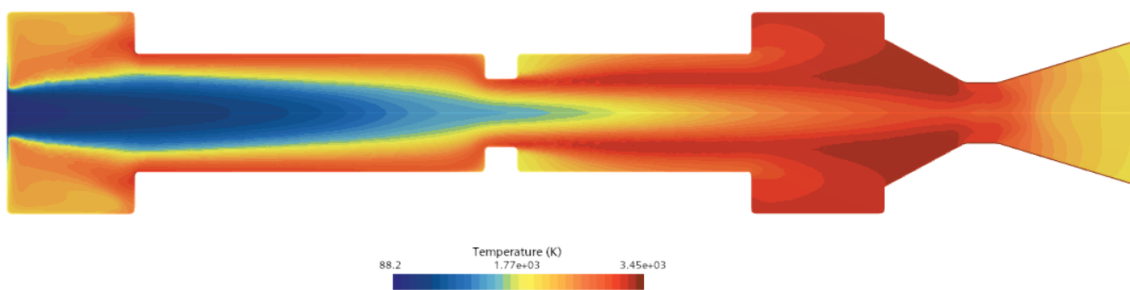


Figura 4.44: Simulazione 13 temperatura

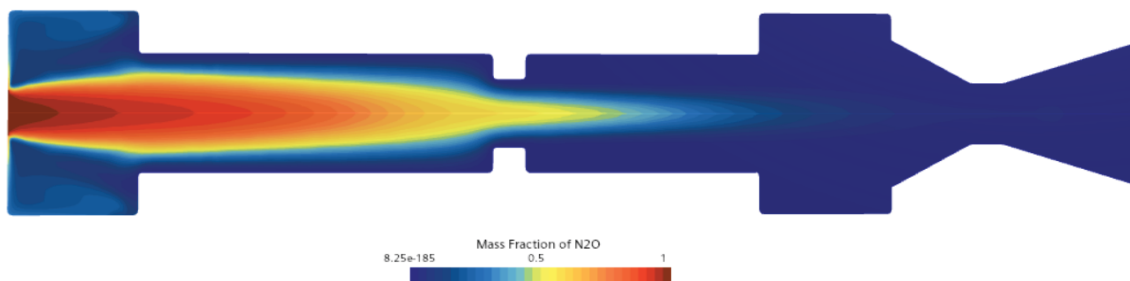


Figura 4.45: Simulazione 13 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2440m/s
$T_{max}$	3450K
$p_{cc}$	39.1bar
$c^*$	1647m/s

Tabella 4.16: Risultati simulazione 13

## 4.15 Simulazione 14, diaframma 80%, post-camera 40 mm

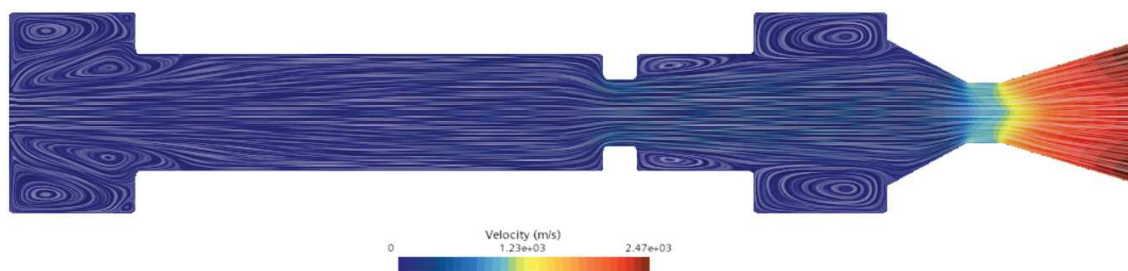


Figura 4.46: Simulazione 14 campo di velocità con linee di corrente

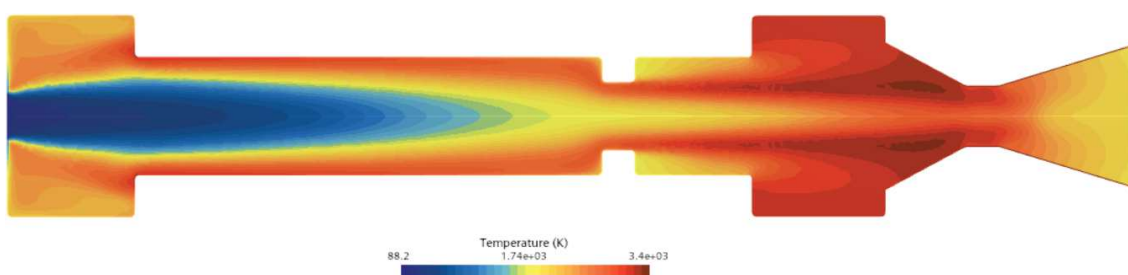


Figura 4.47: Simulazione 14 temperatura

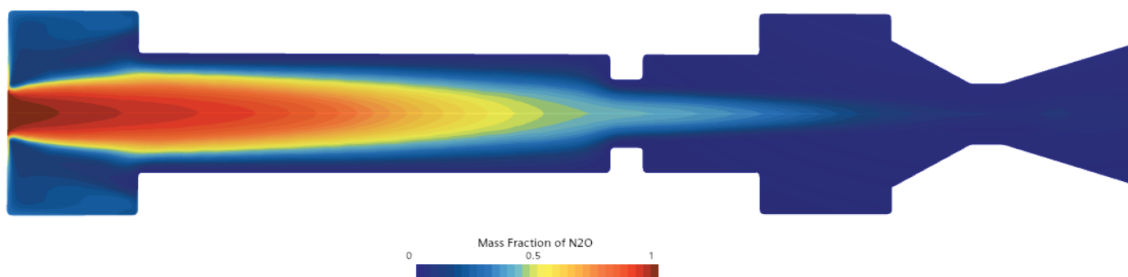


Figura 4.48: Simulazione 14 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2470m/s
$T_{max}$	3400K
$p_{cc}$	38.5bar
$c^*$	1621m/s

Tabella 4.17: Risultati simulazione 14

### 4.16 Simulazione 15, diaframma 100%, post-camera 40 mm

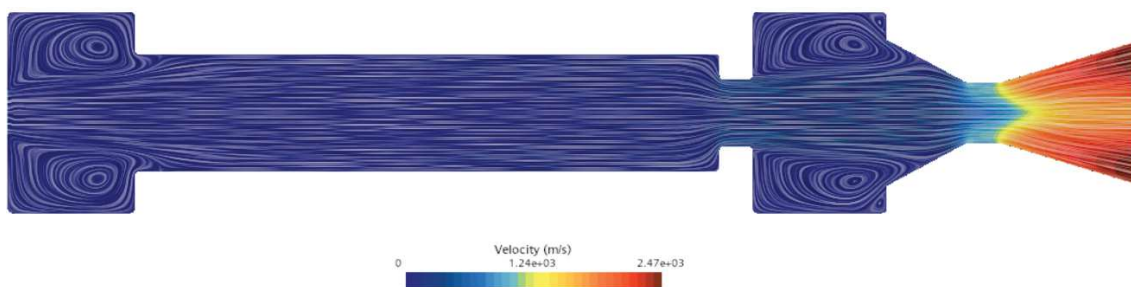


Figura 4.49: Simulazione 15 campo di velocità con linee di corrente

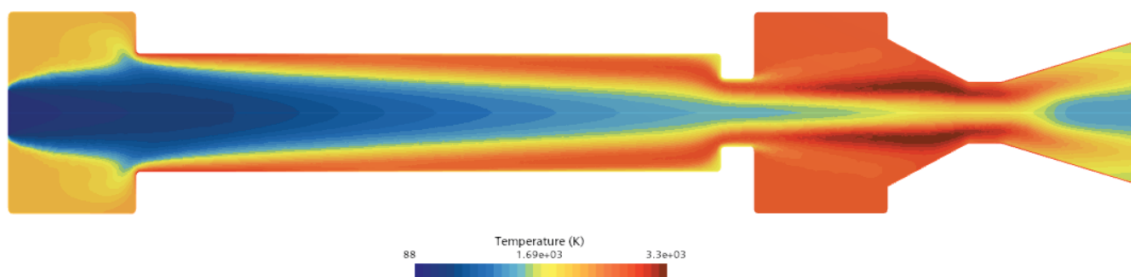


Figura 4.50: Simulazione 15 temperatura

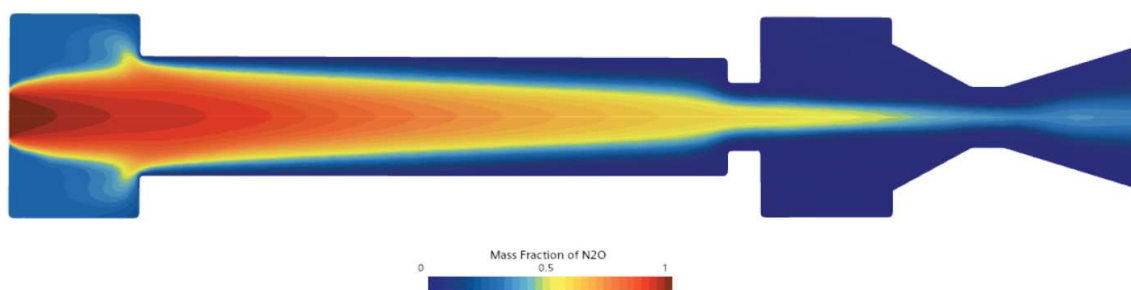


Figura 4.51: Simulazione 15 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2470m/s
$T_{max}$	3300K
$p_{cc}$	37.5bar
$c^*$	1579m/s

Tabella 4.18: Risultati simulazione 15

## 4.17 Simulazione 16, diaframma 20%, post-camera 60 mm

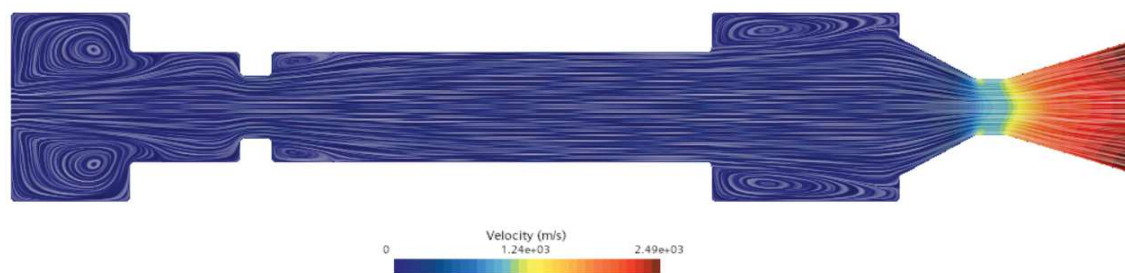


Figura 4.52: Simulazione 16 campo di velocità con linee di corrente

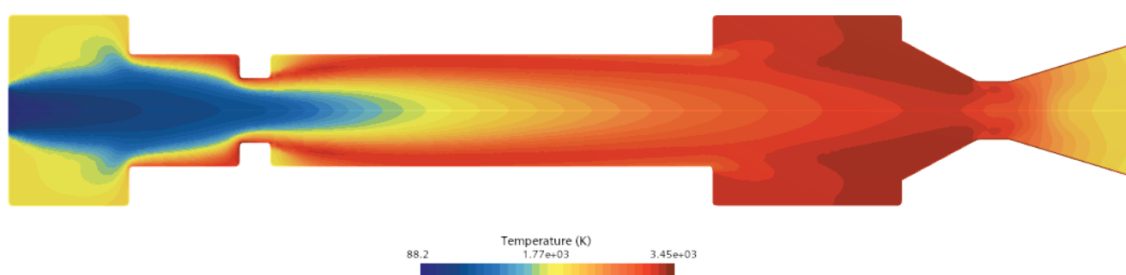


Figura 4.53: Simulazione 16 temperatura

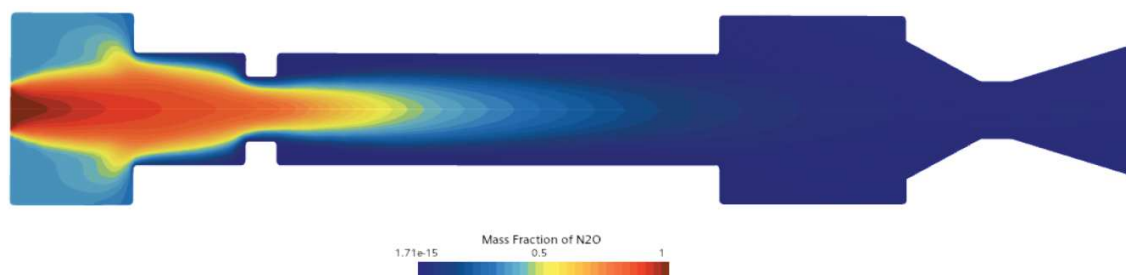


Figura 4.54: Simulazione 16 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2490m/s
$T_{max}$	3450K
$p_{cc}$	39.3bar
$c^*$	1656m/s

Tabella 4.19: Risultati simulazione 16

### 4.18 Simulazione 17, diaframma 40%, post-camera 60 mm

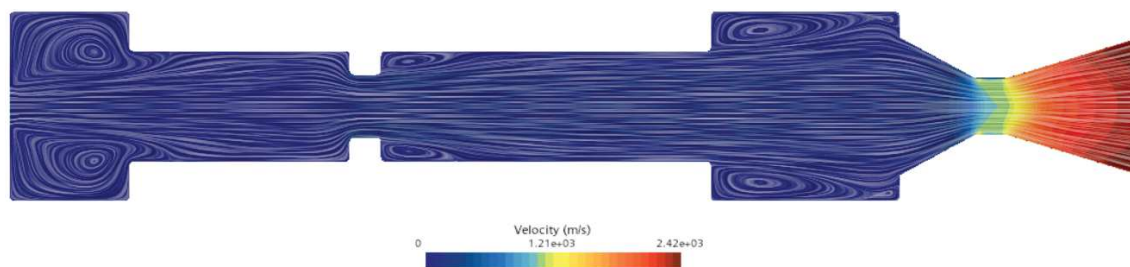


Figura 4.55: Simulazione 17 campo di velocità con linee di corrente

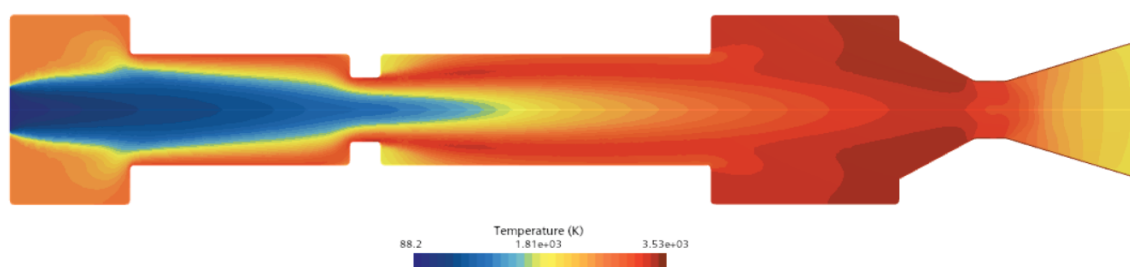


Figura 4.56: Simulazione 17 temperatura

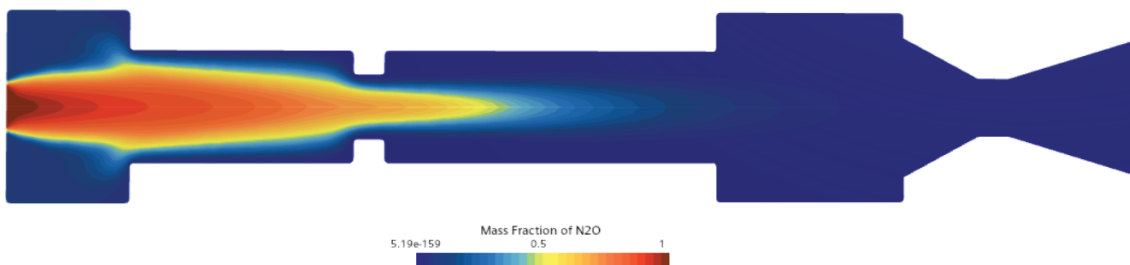


Figura 4.57: Simulazione 17 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2420m/s
$T_{max}$	3530K
$p_{cc}$	39.6bar
$c^*$	1668m/s

Tabella 4.20: Risultati simulazione 17

## 4.19 Simulazione 18, diaframma 60%, post-camera 60 mm

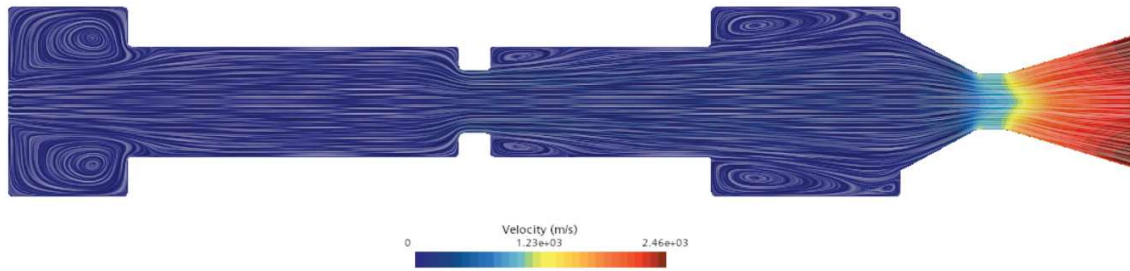


Figura 4.58: Simulazione 18 campo di velocità con linee di corrente

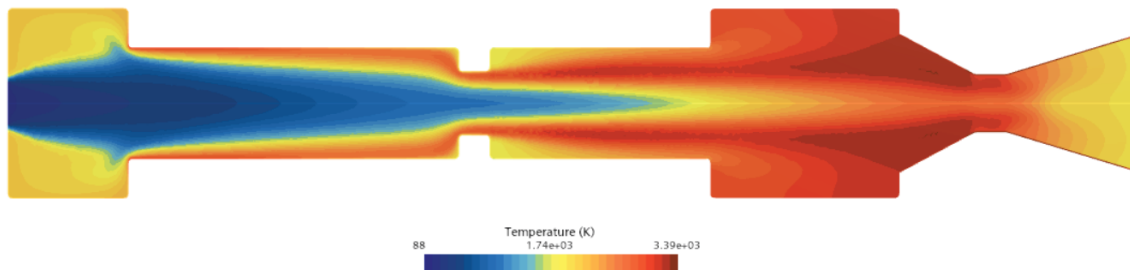


Figura 4.59: Simulazione 18 temperatura

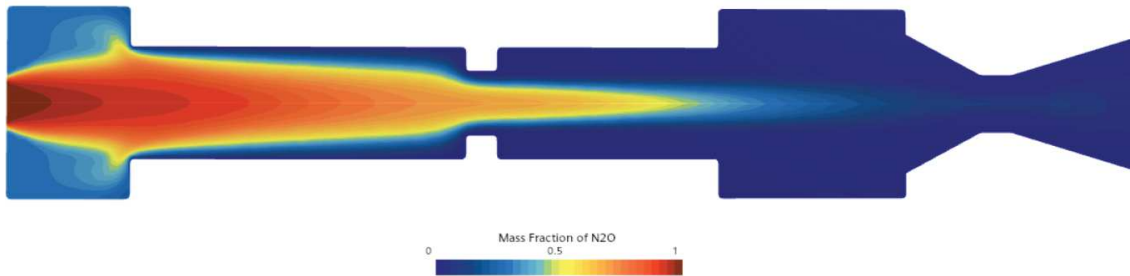


Figura 4.60: Simulazione 18 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2460m/s
$T_{max}$	3390K
$p_{cc}$	38.9bar
$c^*$	1636m/s

Tabella 4.21: Risultati simulazione 18

## 4.20 Simulazione 19, diaframma 80%, post-camera 60 mm

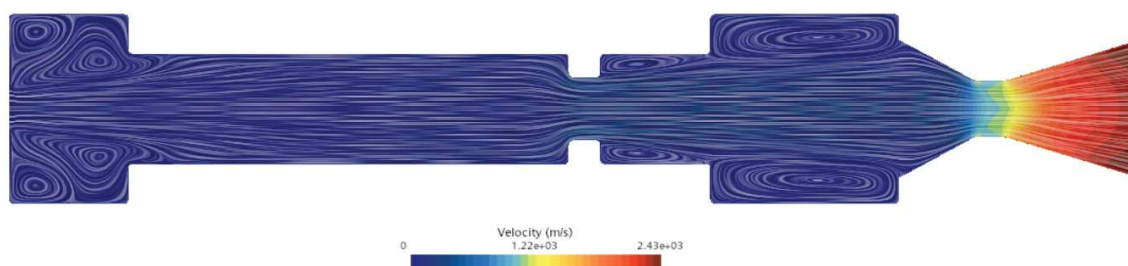


Figura 4.61: Simulazione 19 campo di velocità con linee di corrente

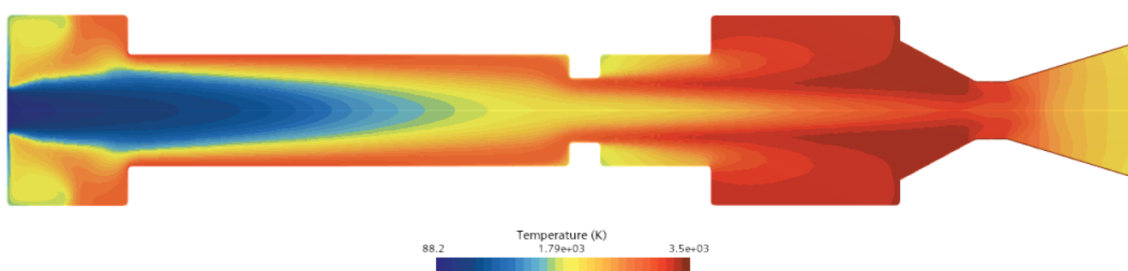


Figura 4.62: Simulazione 19 temperatura

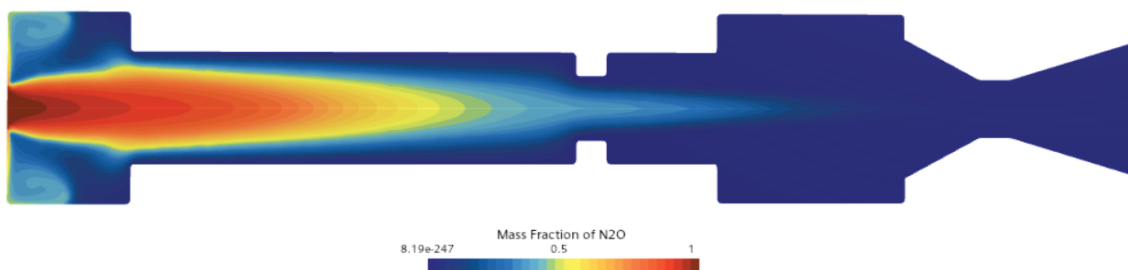


Figura 4.63: Simulazione 19 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2430m/s
$T_{max}$	3500K
$p_{cc}$	39.1bar
$c^*$	1646m/s

Tabella 4.22: Risultati simulazione 19



## **4.21 Simulazione 20, diaframma 100%, post-camera 60 mm**

Questa simulazione non è arrivata a convergenza. Il vortice che si crea dopo il diaframma, con una post-camera così lunga, non riesce a stabilizzarsi nel corso delle iterazioni, ma continua a fluttuare, rendendo così impossibile la convergenza. Il problema è stato trattato anche cambiando schema di discretizzazione, passando da quello del secondo ordine a quello del primo, ma la fluttuazione continua a persistere. Non sono quindi stati raccolti dati per questa casistica.

## 4.22 Risultati

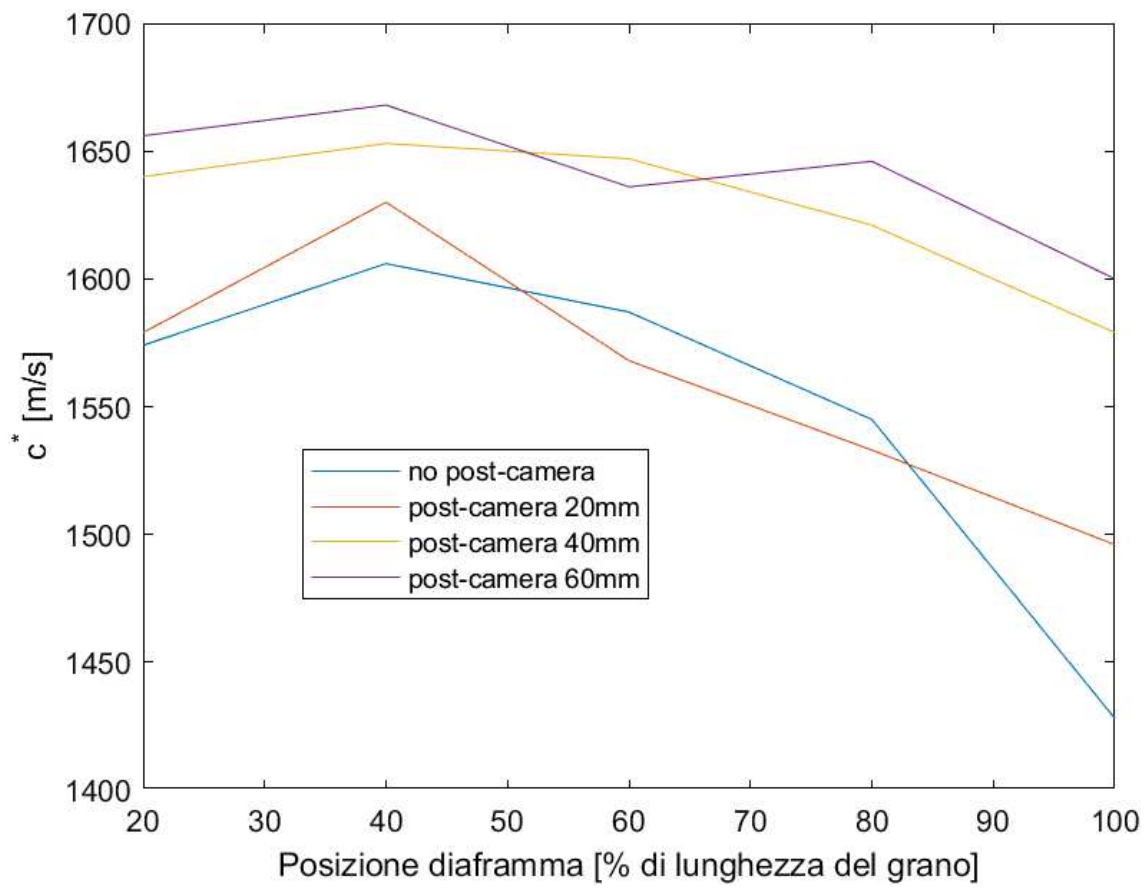
Nella tabella 4.23 si riassumono i risultati di tutte le simulazioni in termini di pressione  $p$  e efficienza di combustione  $c^*$ . Si nota immediatamente che la semplice

Numero simulazione	$p$ [bar]	$c^*$ [m/s]
0	35.1	1479
1	37.4	1574
2	38.1	1606
3	37.7	1587
4	36.7	1545
5	33.9	1428
6	37.5	1579
7	38.7	1630
8	37.2	1568
9	36.4	1533
10	35.5	1496
11	39.0	1640
12	39.3	1653
13	39.1	1647
14	38.5	1621
15	37.5	1579
16	39.3	1656
17	39.6	1668
18	38.9	1636
19	39.1	1646
20	-	-

Tabella 4.23: Pressione e efficienza di combustione con diaframma a foro centrale

aggiunta di diaframma e post-camera aumenta notevolmente l'efficienza di combustione, passando da un  $c^*$  di  $1479m/s$  ad una media di circa  $1600m/s$ .

Andando a graficare i valori di  $c^*$  in funzione della posizione del diaframma, come nella figura 4.64, si nota che l'efficienza di combustione migliore si ha sempre per un diaframma posizionato al 40% della lunghezza del grano. Inoltre si nota anche che il  $c^*$  aumenta all'aumentare della lunghezza della post-camera. Non sono state provate lunghezze della post-camera maggiori solamente per problemi di alloggiamento della camera di combustione nel razzo attuale. Risulta quindi chiaro che la scelta migliore in termini di efficienza di combustione è quella che vede il diaframma posizionato al 40% della lunghezza del grano e una post-camera dalla lunghezza di 60mm. È stata quindi utilizzata questa configurazione per andare a verificare le ultime due geometrie del diaframma con le simulazioni tridimensionali.

Figura 4.64: Andamento  $c^*$

### 4.23 Simulazione 21, diaframma con 4 fori circolari

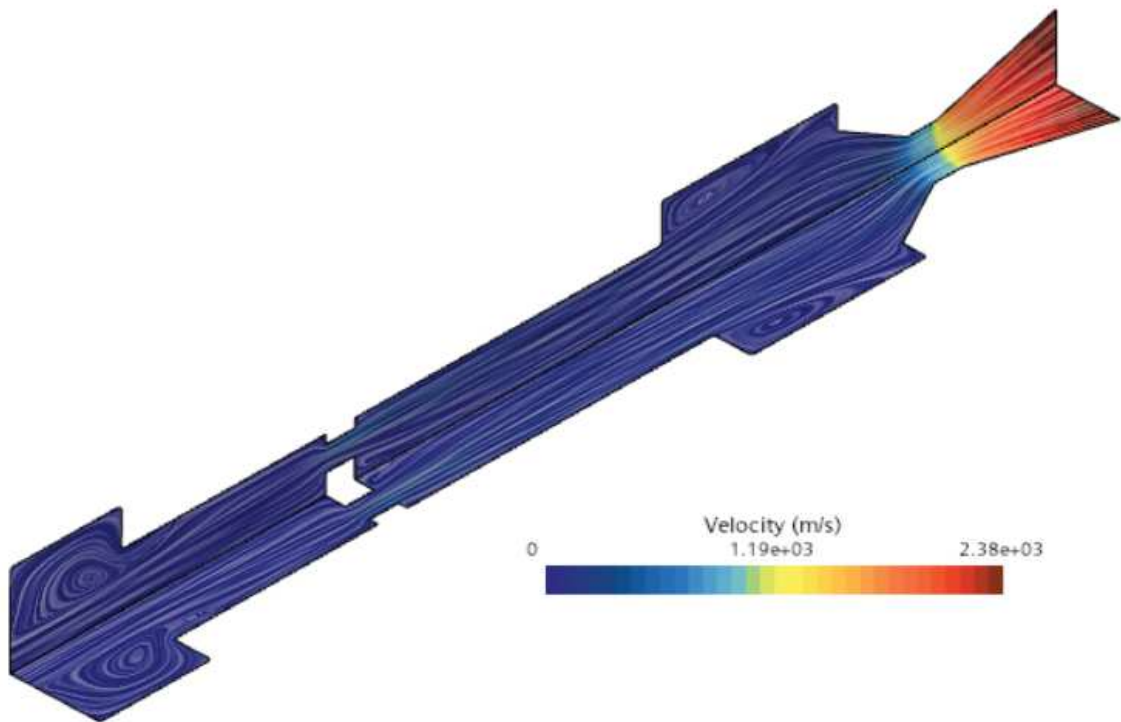


Figura 4.65: Simulazione 21 campo di velocità con linee di corrente

$v_{max}$	2380m/s
$T_{max}$	3430K
$p_{cc}$	42.2bar
$c^*$	1776m/s

Tabella 4.24: Risultati simulazione 21

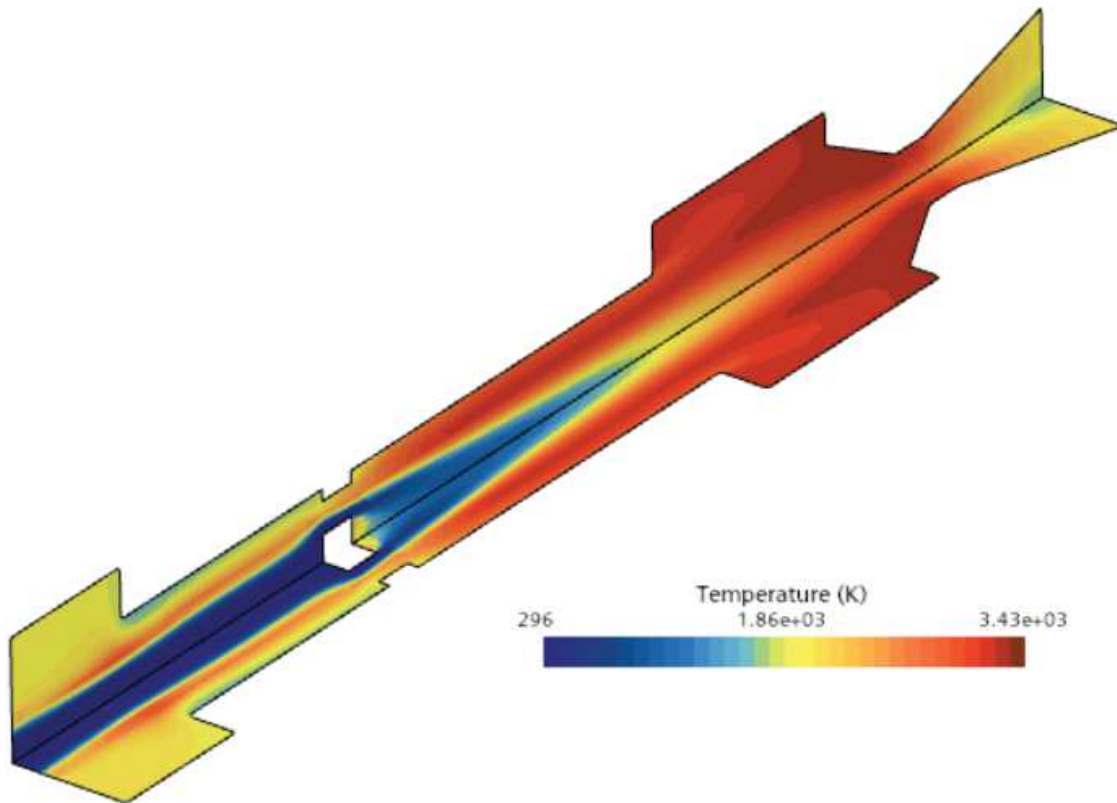


Figura 4.66: Simulazione 21 temperatura

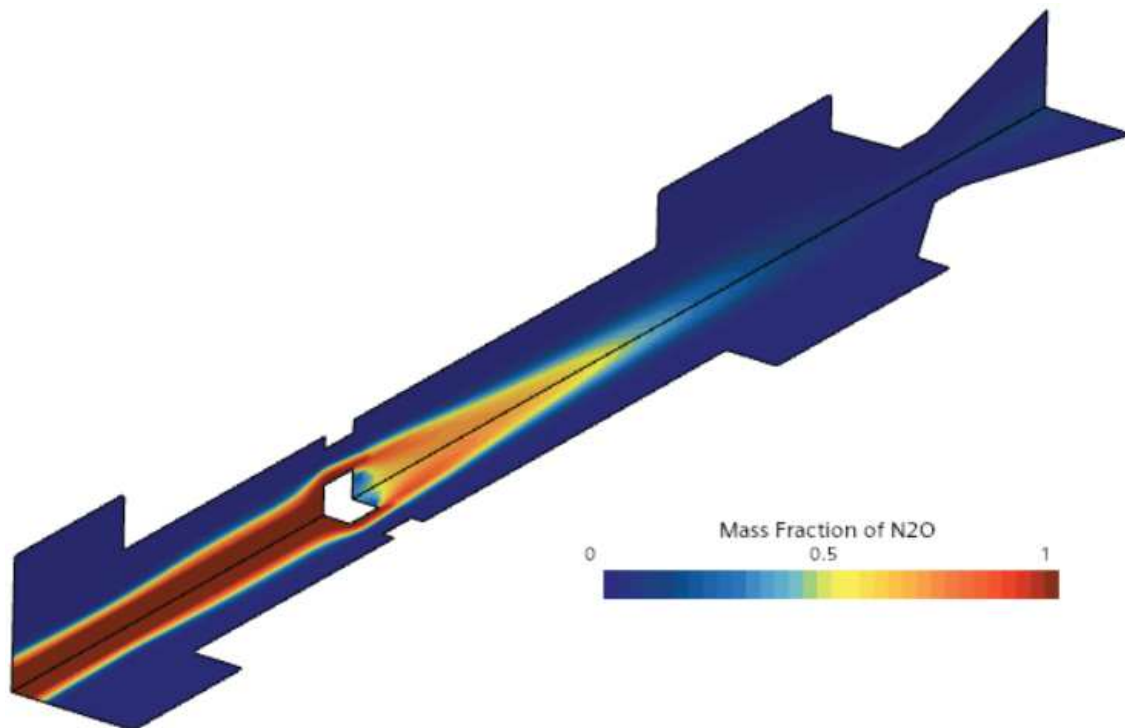


Figura 4.67: Simulazione 21 frazione di massa  $N_2O$

Si nota un netto miglioramento del  $c^*$  che passa da un valore di  $1668m/s$  a  $1776m/s$  con un incremento del 6.5%. Questo è dovuto, come ormai è stato ripetuto

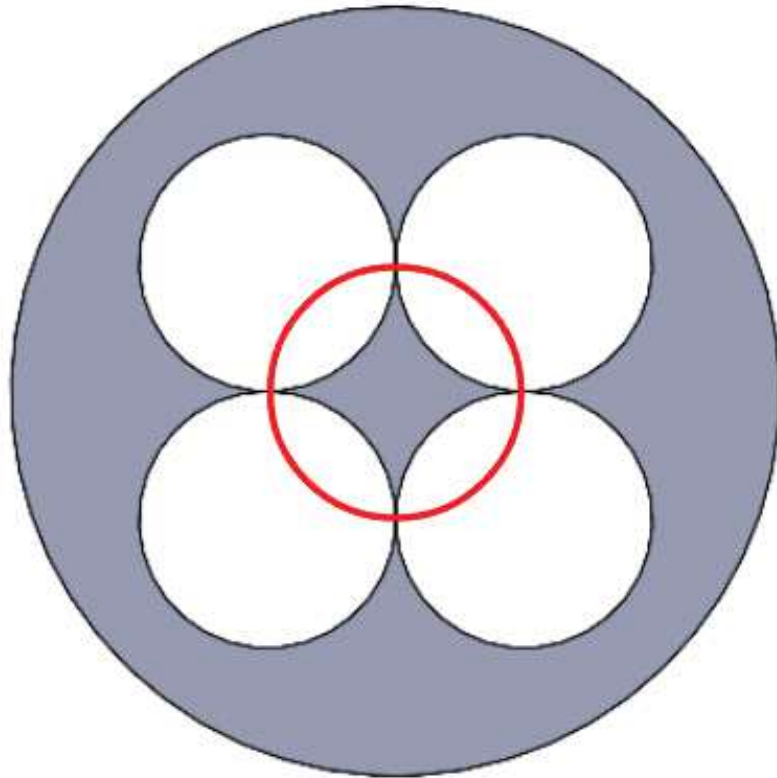


Figura 4.68: Possibile residuo di un diaframma con 4 fori circolari

to diverse volte, a un'agevolazione del mescolamento di reagenti data dall'ostacolo che incontrano lungo il percorso. Ovviamente il disturbo che crea questa particolare geometria è maggiore rispetto a quello che crea la geometria del diaframma a foro centrale.

Il problema di questa geometria non sta tanto nelle prestazioni, quanto negli eventuali residui di diaframma che potrebbero staccarsi e presentare così un pericolo per il motore, perché potrebbero impattare con un'alta velocità alcune componenti o addirittura potrebbero tappare l'ugello creando così disastrose sovrappressioni. Questa creazione di residui è dovuta al fatto che il materiale con cui si crea il diaframma è un materiale ablativo e supponendo un'ablazione uniforme, cioè che allarga alla stessa velocità i 4 fori del diaframma, si arriva a un certo punto della combustione a una situazione simile a quella in figura 4.68, in cui la parte centrale del diaframma, cerchiata in rosso, perde tutti i propri appoggi rimanendo così libera di muoversi all'interno della camera. Per questo motivo è stata utilizzata, come suggerito in [1], una seconda geometria a 4 fori, questa volta però posizionati in modo che si creasse una croce, come si è visto in figura 4.1c. Questa particolare configurazione, come si può intuire, evita la formazione di residui liberi di muoversi anche dopo l'ablazione completa.

## 4.24 Simulazione 22, diaframma con 4 fori a croce

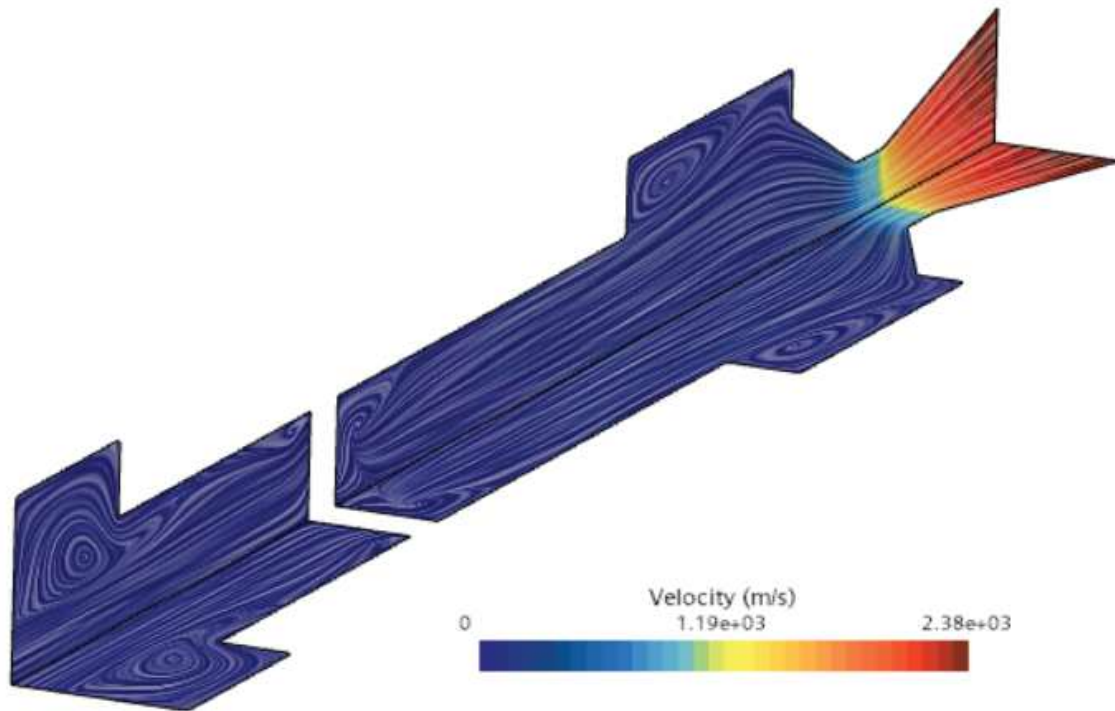


Figura 4.69: Simulazione 22 campo di velocità con linee di corrente

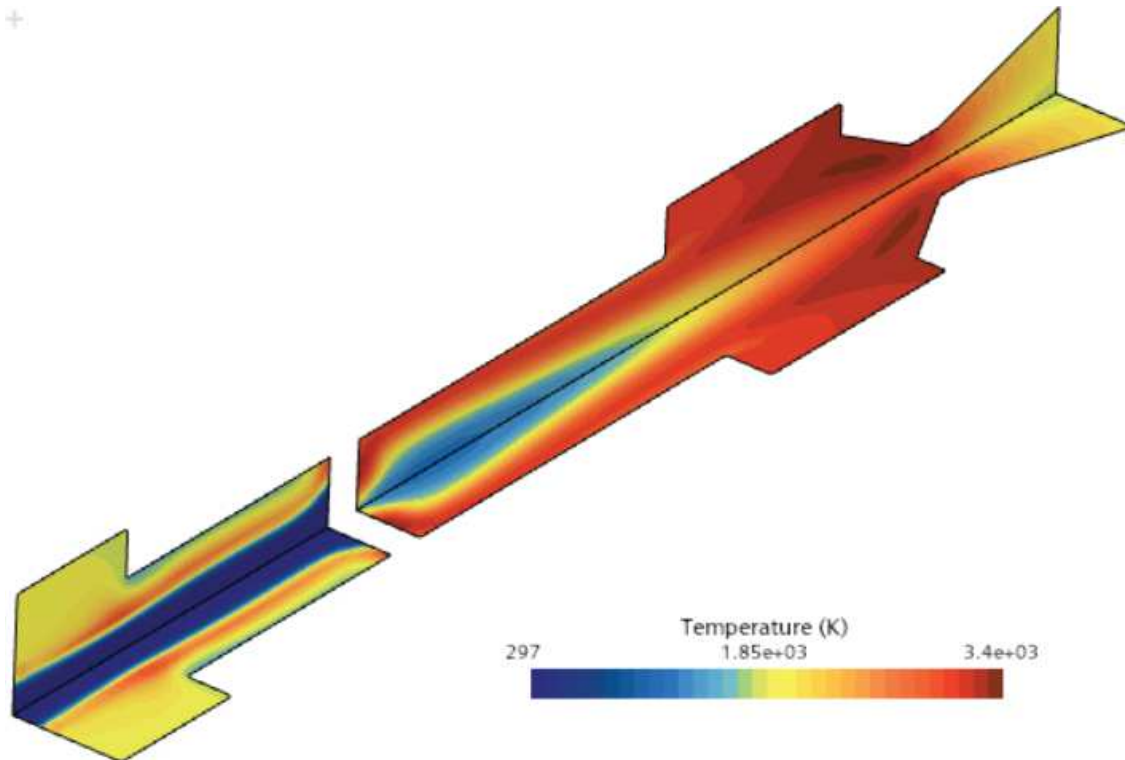


Figura 4.70: Simulazione 22 temperatura

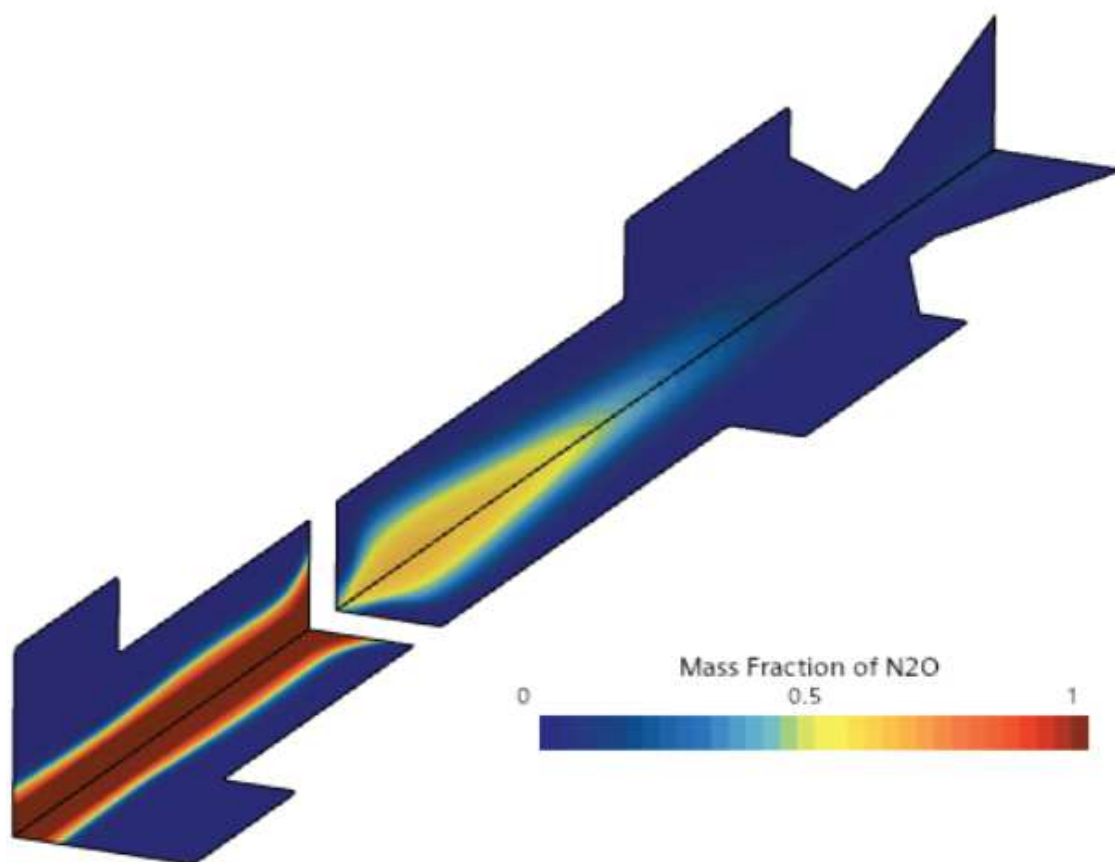


Figura 4.71: Simulazione 22 frazione di massa  $N_2O$

$v_{max}$	2380m/s
$T_{max}$	3400K
$p_{cc}$	41.7bar
$c^*$	1752m/s

Tabella 4.25: Risultati simulazione 22



Questa configurazione è leggermente meno performante rispetto alla precedente, con un  $c^*$  minore dell'1.4%, ma sicuramente più sicura. Per questo motivo è stata scelta come configurazione finale da proporre al team studentesco *Thrust*



# Capitolo 5

## Conclusioni

Nel corso di questa tesi è stato sviluppato un modello CFD applicabile, tramite il software commerciale Star CCM+, allo studio della fluidodinamica interna di una camera di combustione di un motore a razzo ibrido.

Il modello calcola una soluzione stazionaria utilizzando le equazioni RANS e i modelli riassunti nella sezione 2.7. Esso non è privo di imprecisioni, come potrebbero essere il fatto che i fluidi considerati entrano in camera in fase gassosa oppure il fatto che in realtà l'iniezione di combustibile dipende dallo scambio termico che si ha tra la fiamma e la parete del grano, mentre nel corso della tesi la portata entrante di fuel è stata considerata uno degli input da dare in pasto al modello. O ancora uno dei limiti importanti è la non conoscenza dei parametri cinetici delle reazioni.

Questi aspetti sono sicuramente migliorabili in futuro tramite ulteriori lavori. Ma per il nostro scopo questo modello è stato più che esaustivo.

Grazie ad esso siamo riusciti ad ottenere un andamento del valore di  $c^*$  al variare della posizione del diaframma e della lunghezza della post-camera, arrivando così ad ottenere dei valori ideali, migliorati ulteriormente dalle modifiche effettuate anche alla geometria del diaframma.

La configurazione finale prevede quindi in definitiva un diaframma con 4 fori a croce, posizionato al 40% della lunghezza del grano combustibile e con una post-camera lunga 60mm. Questa configurazione permette di ottenere un'efficienza di combustione, quindi un  $c^*$ , pari a  $1752m/s$ , generando così un aumento del 18.5% rispetto al  $c^*$  che si ottiene nella configurazione base, pari a  $1479m/s$ .

<b>Tipo di diaframma</b>	<b><math>c^*</math> [m/s]</b>
1 foro circolare	1668
4 fori circolari	1776
4 fori a croce	1752

Tabella 5.1: Comparazione  $c^*$  con diversi diaframmi

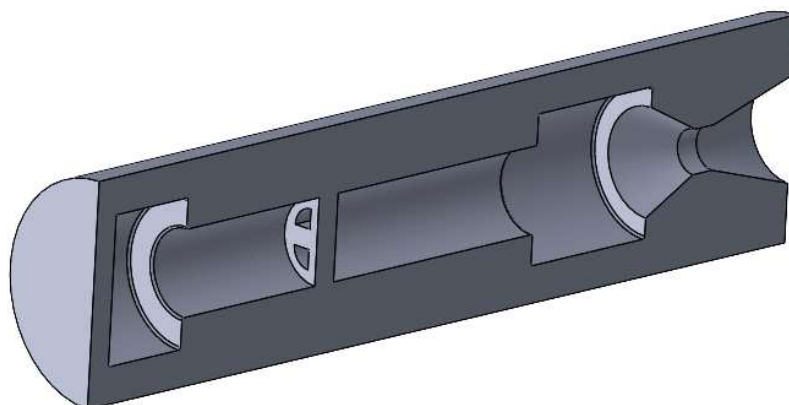


Figura 5.1: Geometria definitiva

# Bibliografia

- [1] Nicolas Bellomo et al. “Investigation of Effect of Diaphragms on the Efficiency of Hybrid Rockets”. In: *Journal of propulsion and power* (2014).
- [2] Nicolas Bellomo et al. “The ”Vortex Reloaded” project: numerical investigation on fully tangential vortex injection in N<sub>2</sub>O - paraffin hybrid motors”. In: *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. DOI: 10.2514/6.2012-3903. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2012-3903>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2012-3903>.
- [3] Carmine Carmicino e Annamaria Russo Sorge. “Role of Injection in Hybrid Rockets Regression Rate Behavior”. In: *Journal of propulsion and power* (2005).
- [4] Giuseppe Daniele Di Martino et al. “The Application of Computational Thermo-Fluid-Dynamics to the Simulation of Hybrid Rocket Internal Ballistics with Classical or Liquefying Fuels: A Review”. In: *Aerospace* 6.5 (2019). URL: <https://www.mdpi.com/2226-4310/6/5/56>.
- [5] Martina Faenza et al. “Hybrid Rocket Motors Regression Rate Prediction through CFD Simulations”. In: *EUCASS* (2015).
- [6] Matthias Grosse. “Effect of a Diaphragm on Performance and Fuel Regression of a Laboratory Scale Hybrid Rocket Motor Using Nitrous Oxide and Paraffin”. In: *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (2009).
- [7] M. Lazzarin et al. “Computational Fluid Dynamics Simulation of Hybrid Rockets of Different Scales”. In: *Journal of Propulsion and Power* 31.5 (2015), pp. 1458–1469. DOI: 10.2514/1.B35528. URL: <https://doi.org/10.2514/1.B35528>.
- [8] M. Lazzarin et al. “Computational Fluid Dynamics Simulation of Regression Rate in Hybrid Rockets”. In: *Journal of Propulsion and Power* 29.6 (2013), pp. 1445–1452. DOI: 10.2514/1.B34910. URL: <https://doi.org/10.2514/1.B34910>.
- [9] G. D. Di Martino et al. “Two-Hundred-Newton Laboratory-Scale Hybrid Rocket Testing for Paraffin Fuel-Performance Characterization”. In: *Journal of propulsion and power* (2018).
- [10] Enrico Paccagnella et al. “CFD Simulations of Self-pressurized Nitrous Oxide Hybrid Rocket Motors”. In: *2018 Joint Propulsion Conference*. DOI: 10.2514/6.2018-4534. eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2018-4534>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-4534>.

- [11] Alessandro Rampazzo e Francesco Barato. “Modeling and CFD Simulation of Regression Rate in Hybrid Rocket Motors”. In: *Fire* 6.3 (2023). DOI: 10.3390/fire6030100. URL: <https://www.mdpi.com/2571-6255/6/3/100>.
- [12] *Simcenter STAR-CCM+ User Guide*.
- [13] George P. Sutton e Oscar Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, Inc., 2001.