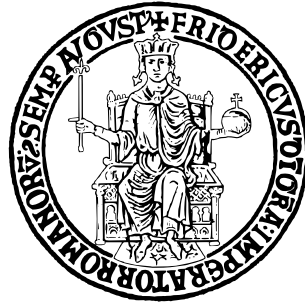


UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II



SCUOLA POLITECNICA E DELLE SCIENZE DI BASE

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

CLASSE DELLE LAUREE MAGISTRALI IN INGEGNERIA INDUSTRIALE
(LM-20)

ELABORATO DI

PROPULSIONE SPAZIALE

Prof. Stefano MUNGIGUERRA

Candidato
Giovanni Battista VARRIALE
M53001880

Anno Accademico 2023–2024

Indice

1	Introduzione	2
2	Avum+	3
3	Analisi RPA di Avum+	5
3.1	Analisi RPA di Avum+: Input	5
3.2	Analisi RPA di Avum+: Risultati	5
4	Parametri prestazionali - I_{sp}, c^*, c_f, c	7
5	Equazione di Tsiolkowskji e masse	9
6	Spinta e portata di propellente	10
7	Lunghezza del propulsore	11
7.1	Lunghezza della camera di combustione	11
7.2	Lunghezza dell'ugello	11
7.3	Serbatoi	12
8	Iniettori	13
9	Modello CFD	14
9.1	Geometria e Mesh	14
9.2	Parametri in ingresso	16
9.3	Risultati ottenuti	20
9.4	Confronto Fluent-RPA	23
10	Analisi del trasferimento di calore	24
10.1	Raffreddamento rigenerativo	25
11	Codici Matlab	26
11.1	Codice Principale	26
11.2	Codice per il plot della q_w	29
12	Citazioni	30

1 Introduzione

Lo scopo di questo elaborato è il dimensionamento di Avum+ (Attitude Vernier Upper Module), quarto stadio del lanciatore italiano Vega C. Sono state utilizzate formule classiche, implementate grazie ad un codice Matlab, per la maggior parte dei calcoli presentati. E' stata posta particolare attenzione all'analisi dei flussi termici nella gola dell'ugello, analizzati grazie ad una analisi CFD eseguita in Ansys Fluent, per poi essere confrontati con i dati di RPA (Rocket Propulsion Analysis).

Il presente elaborato è un estratto del progetto di dimensionamento dell'intero lanciatore Vega C, scritto in collaborazione con Alberto Albani e Alessandro Pio Gaudino.

2 Avum+

Lo stadio superiore AVUM+, o Attitude and Vernier Upper Module (AVUM), garantisce il controllo dell'attitudine e un preciso posizionamento orbitale ed è progettato per soggiorni prolungati nello spazio. AVUM+ ha una massa di propellente di 740 kg e il motore principale fornirà una spinta media di 2,42 kN. La capacità di riaccensione dell'AVUM+ consente a Vega-C di raggiungere una serie di orbite per fornire più carichi utili in una singola missione. I propulsori possono accendersi più volte per raggiungere tutte le orbite richieste. Dopo la separazione di tutti i carichi utili, una spinta finale può deorbitare lo stadio superiore per ridurre al minimo i detriti lasciati in orbita.



Figura 1: AVUM+

È equipaggiato con il propulsore ucraino RD-869 con propellenti:

- UDMH
- NTO

Entrambi sono propellenti ipergolici. Il termine "ipergolico" si riferisce a un propellente quali i suoi componenti chimici si accendono spontaneamente e reagiscono tra loro al contatto, senza richiedere una scintilla esterna o una fonte di accensione. Questo è un vantaggio significativo per l'uso nei motori a razzo e nei sistemi di propulsione dei veicoli spaziali in quanto semplifica notevolmente il processo di accensione e avvio. Quando un sistema di propulsione utilizza propellenti ipergolici, è sufficiente mescolare semplicemente i due componenti nel motore a razzo per avviare la reazione chimica. Ciò è particolarmente utile in situazioni in cui è necessaria una risposta rapida e affidabile, come nelle missioni spaziali in cui è fondamentale accendere il motore proprio al momento giusto. Inoltre, i propellenti ipergolici sono stati

utilizzati in applicazioni di difesa in cui i tempi di risposta rapida sono critici.

La dimetilidrazina asimmetrica (UDMH) è un composto chimico usato come propellente a razzo. L'UDMH è spesso usato nei combustibili per razzi ipergolici come bipropellente in combinazione con l'ossidante tetrossido di azoto e meno frequentemente con IRFNA (acido nitrico rosso fumante inibito) o ossigeno liquido. L'UDMH è un derivato dell'idrazina ed è talvolta indicato come idrazina. L'UDMH mostra un'eccellente stabilità, permettendogli di rimanere caricato nei sistemi di alimentazione a razzo per durate prolungate. Questa caratteristica lo rende una scelta attraente per numerosi motori a razzo liquido, senza il suo costo. In alcune applicazioni, come l'Orbital Maneuvering System (OMS) sullo Space Shuttle o sui motori di manovra, la monometilidrazina è preferita per il suo impulso specifico leggermente superiore. Inoltre, in alcuni razzi alimentati a cherosene, l'UDMH funge da combustibile di accensione per avviare la combustione e preriscaldare il motore del razzo prima di passare al cherosene. Inoltre, l'UDMH supera l'idrazina in termini di stabilità, in particolare a temperature elevate, e può servire come sostituto o essere miscelato con l'idrazina quando necessario. Il tetrossido di diazoto (N_2O_4) è usato come agente ossidante insieme a molti propellenti a razzo perchè può essere immagazzinato come liquido a temperatura ambiente.

Il dimensionamento della fase viene effettuato considerando determinati parametri ottenuti dalla scheda tecnica del lanciatore come dati di input. In particolare, la seguente tabella 1 presenta i parametri che sono stati presi come dati di input.

Diametro	$D = 1.5 \text{ m}$
Massa del propellente	$m_p = 740 \text{ kg}$
Massa inerte	$m_i = 590 \text{ kg}$
Massa del motore	$m_e = 16 \text{ kg}$
Spinta	$F = 2.42 \text{ kN}$
Impulso Specifico	$I_{sp} = 314.6 \text{ s}$
Durata dell'accensione	$t = 940 \text{ s}$

Tabella 1: Dati di input, da citare <https://www.avio.com/it/avum-plus>

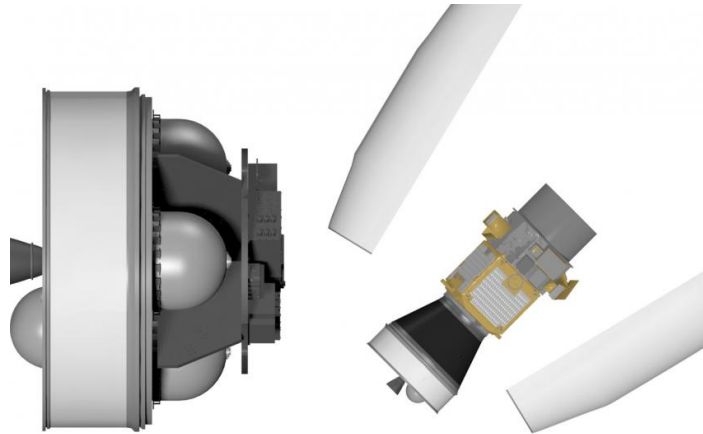


Figura 2: Render di AVUM+

3 Analisi RPA di Avum+

3.1 Analisi RPA di Avum+: Input

Vengono ipotizzate come quote di lavoro tra le seguenti $h_1 = 309 \text{ km}$ e $h_2 = 5841 \text{ km}$, in cui vengono calcolate le rispettive pressioni:

$$\begin{aligned} p_1 &= 3.2746e^{-9} \simeq 0 \text{ bar} \\ p_2 &= 4.4117e^{-23} \simeq 0 \text{ bar} \end{aligned} \quad (1)$$

Questi dati, insieme al valore della spinta F presa dai dati in Tabella 1, al valore della pressione in camera congiuntamente ai propellenti sono gli input assegnati ad RPA. Il rapporto di aree è stato ricavato da considerazioni geometriche sulla documentazione dell'Avum+, prendendo in considerazione propulsori simili i quali dati sono presenti in letteratura.

Spinta	F	= 2.42 kN
Pressione in quota	p_1	= 0 bar
Pressione in camera	p_0	= 40 bar
Rapporto di Aree	Ae/At	= 60

Tabella 2: Input RPA Avum+

3.2 Analisi RPA di Avum+: Risultati

<i>Parameter</i>	<i>Injector</i>	<i>Nozzle inl</i>	<i>Nozzle thr</i>	<i>A/At=1.200</i>	<i>Nozzle exi</i>	<i>Unit</i>
Pressure	4.0000	4.0000	2.3112	1.2550	0.0054	MPa
Temperature	3370.6468	3370.6468	3197.7100	3015.6721	1352.1687	K
Enthalpy	82.6375	82.6375	-545.7583	-1199.1884	-5168.5959	kJ/kg
Entropy	11.1623	11.1623	11.1623	11.1623	11.1623	kJ/(kg·K)
Internal energy	-1100.7276	-1100.7276	-1654.5819	-2231.4478	-5613.9298	kJ/kg
Specific heat (ρ =const)	5.5540	5.5540	5.3398	4.9861	1.7529	kJ/(kg·K)
Specific heat (V =const)	4.7585	4.7585	4.6030	4.3220	1.4235	kJ/(kg·K)
Gamma	1.1672	1.1672	1.1601	1.1537	1.2314	
Isentropic exponent	1.1359	1.1359	1.1334	1.1323	1.2314	
Gas constant	0.3511	0.3511	0.3468	0.3423	0.3293	kJ/(kg·K)
Molecular weight (M)	23.6826	23.6826	23.9779	24.2901	25.2453	
Molecular weight (MW)	0.0237	0.0237	0.0240	0.0243	0.0253	
Density	3.3802	3.3802	2.0844	1.2157	0.0120	kg/m ³
Sonic velocity	1159.3833	1159.3833	1121.0683	1081.1322	740.5229	m/s
Velocity	0.0000	0.0000	1121.0683	1601.1408	3240.7510	m/s
Mach number	0.0000	0.0000	1.0000	1.4810	4.3763	
Area ratio	0.0000	0.0000	1.0000	1.2000	60.0000	
Mass flux	0.0000	0.0000	2336.7067	1946.5623	38.9641	kg/(m ² ·s)
Mass flux (relative)	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	kg/(N·s)
Viscosity	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	0.0001	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.3100	0.3100	0.2954	0.2800	0.1306	W/(m·K)
Specific heat (ρ =const), frozen	1.9600	1.9600	1.9510	1.9400	1.6920	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.6661	0.6661	0.6723	0.6791	0.7284	
Conductivity, effective	1.1580	1.1580	1.0460	0.9082	0.1308	W/(m·K)
Specific heat (ρ =const), effective	5.5540	5.5540	5.3400	4.9860	1.6930	kJ/(kg·K)
Prandtl number, effective	0.5054	0.5054	0.5199	0.5381	0.7279	

Tabella 3: Output RPA Avum+

<i>Parameter</i>	<i>Sea level</i>	<i>Sea level</i>	<i>Optimum ex</i>	<i>Vacuum</i>	<i>Unit</i>
Characteristic velocity	0.0000	0.0000	1711.8100	0.0000	m/s
Effective exhaust velocity	777.7000	1881.6800	3240.7500	3378.1700	m/s
Specific impulse (by mass)	777.7000	1881.6800	3240.7500	3378.1700	N·s/kg
Specific impulse (by weight)	79.3000	191.8800	330.4600	344.4800	s
Thrust coefficient	0.4543	1.0992	1.8932	1.9734	

Tabella 4: Performance Teoriche RPA Avum+

Vengono stimati i seguenti rendimenti:

$$\begin{aligned}
 \eta_{Reazione} &= 0.9761 \\
 \eta_{Efficiency} &= 0.9775 \\
 \eta_{Overall} &= 0.9541
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

Le performance, dopo i rendimenti, sono le seguenti:

<i>Parameter</i>	<i>Sea level</i>	<i>Sea level</i>	<i>Optimum ex</i>	<i>Vacuum</i>	<i>Unit</i>
Characteristic velocity	0.0000	0.0000	1670.8500	0.0000	m/s
Effective exhaust velocity	622.8000	1734.3800	3085.8600	3223.2800	m/s
Specific impulse (by mass)	622.8000	1734.3800	3085.8600	3223.2800	N·s/kg
Specific impulse (by weight)	63.5100	176.8600	314.6700	328.6800	s
Thrust coefficient	0.3727	1.0380	1.8469	1.9291	

Tabella 5: Performance Attese RPA Avum+

Dati geometrici e di spinta: Da questi ultimi dati viene ricavata la geometria alla base del modello CFD in Ansys Fluent.

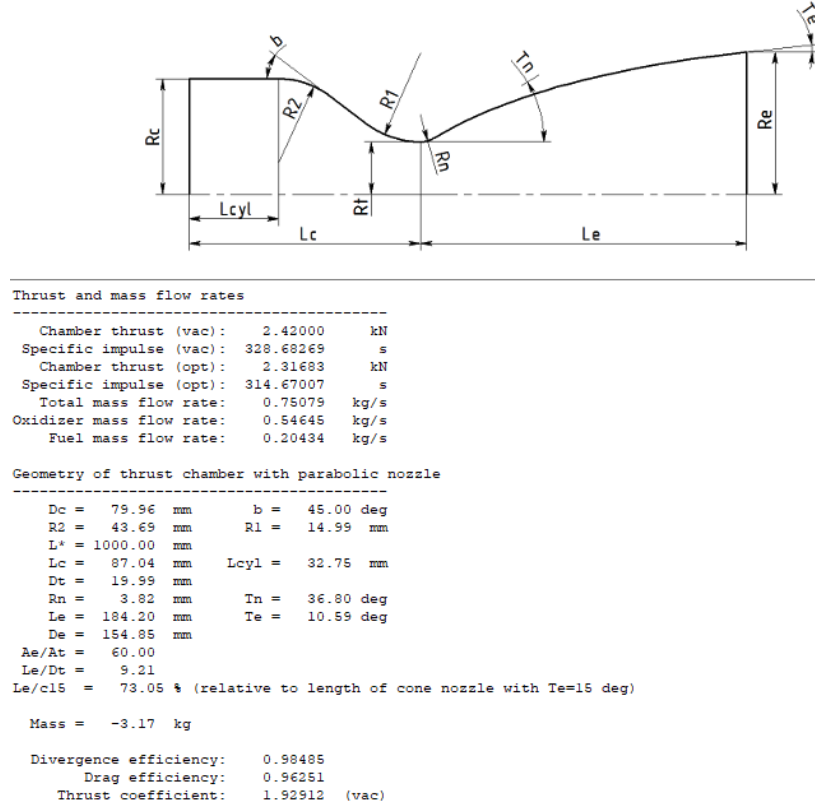


Figura 3: AVUM+: dati geometrici e di spinta

4 Parametri prestazionali - I_{sp} , c^* , c_f , c

Vengono calcolati i parametri prestazionale anche utilizzando le formule classiche, attraverso un codice MATLAB.

$$C_{f_{vac}} = f'(\gamma) \sqrt{1 - \left(\frac{P_u}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} + \frac{P_u}{P_c} \frac{A_u}{A^*} \quad (3)$$

In cui:

$$f(\gamma) = \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (4)$$

$$f(\gamma) = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

Il risultato ottenuto è:

$$C_{f_{vac}} = 1.95 \quad (6)$$

Mentre da RPA si ricava:

$$C^* = 1661.13 \quad (7)$$

Per cui:

$$c = C^* \cdot C_{f_{vac}} = 3253.495 \quad (8)$$

$$I_{sp} = \frac{c}{g_0} = 331.7 \text{ s} \quad (9)$$

Si considera un fattore correttivo pari a 0.95 per perdite legate allo strato limite, combustione incompleta e raffreddamento. Si ottiene dunque:

$$I_{sp} = 315 \cdot 0.95 = 315.06 \text{ s} \quad (10)$$

L'errore commesso tra l'impulso specifico così ottenuto e quello nominale è pari a 0.46 secondi. E' osservabile dal grafico che con un $C_{f_{vac}} = 1.95$ si ha un rapporto di Aree circa pari a

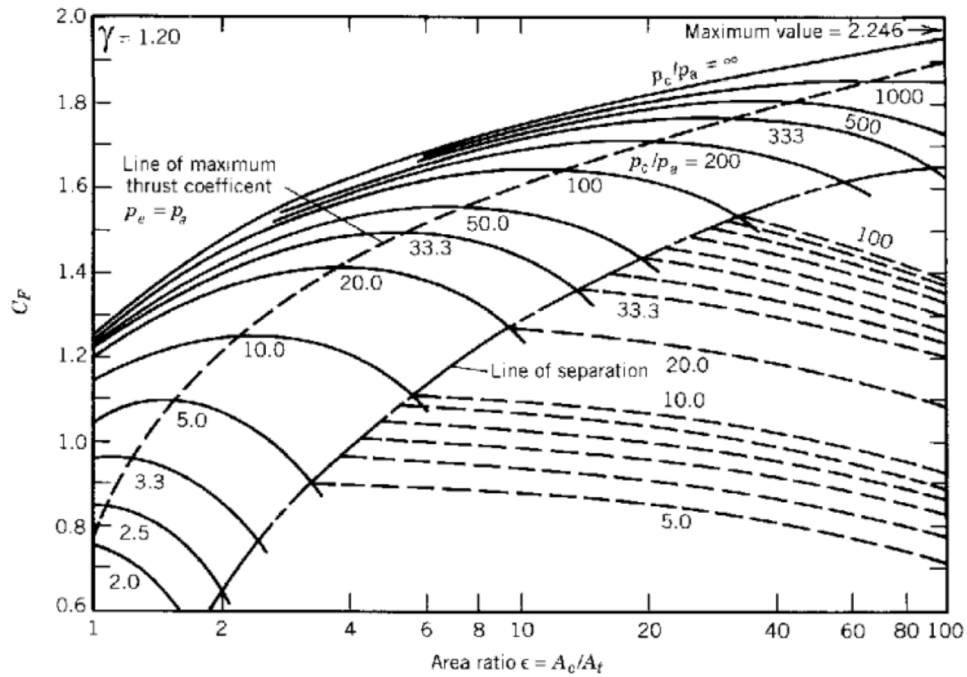


Figura 4: Grafico C_f su rapporto di aree

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \simeq 60 \quad (11)$$

5 Equazione di Tsiolkowskij e masse

Avendo la conoscenza delle masse coinvolte e della velocità di efflusso, è possibile calcolare il ΔV .

Massa Motore	16 kg
Massa Inerte	590 kg
Massa Propellente	740 kg
Massa Payload	300 kg

Tabella 6: Masse Avum+

$$r = \frac{M_{iniziale}}{M_{finale}} = \frac{M_{Motore} + M_{Propellente} + M_{Payload}}{M_{iniziale} - M_{Propellente}} = 3.3 \quad (12)$$

Dall'equazione di Tsiolkowskij:

$$\Delta V = c \cdot \log(r) = 3925 \text{ m/s} \quad (13)$$

6 Spinta e portata di propellente

Il requisito di spinta è $F = 2.42kN$. Possiamo dunque calcolare la portata di propellente in uscita:

$$\dot{m}_P = \frac{F}{c} = 0.74 \text{ kg/s} \quad (14)$$

Da RPA si è ricavato l'O/F:

$$O/F = 2.75 \quad (15)$$

Dunque:

$$\dot{m}_{fuel} = \frac{\dot{m}_P}{O/F + 1} = 0.20 \text{ kg/s} \quad (16)$$

$$\dot{m}_{oxydizer} = \frac{\dot{m}_P \cdot O/F}{O/F + 1} = 0.55 \text{ kg/s} \quad (17)$$

Il tempo di missione è pari a 940 s , in questo tempo sono stati consumati 186 kg di combustibile e 512 kg di ossidante.

7 Lunghezza del propulsore

7.1 Lunghezza della camera di combustione

Per determinare l'area di gola:

$$A_t = \frac{S}{P_c \cdot c_f} = 0.31 \text{ mm}^2 \quad (18)$$

Il diametro di gola:

$$D_t = \sqrt{\frac{4 * A_t}{\pi}} = 19.8 \text{ mm} \quad (19)$$

Si può ricavare il diametro di uscita da considerazioni geometriche sui render dell'Avum+.

$$D_e = 18.87 \text{ mm}^2 \quad (20)$$

$$D_e = 15.5 \text{ mm} \quad (21)$$

Il rapporto di aree così calcolato è di:

$$\frac{A_e}{A_t} = 61 \quad (22)$$

In linea con i risultati attesi dal grafico C_f su rapporto di aree.

Si calcola ora la lunghezza della camera, assumendo una lunghezza caratteristica $L^* = 1 \text{ m}$ e diametro di camera pari a $D_c = 2.8 \cdot D_t = 0.555 \text{ s}$.

$$V_{chamber} = L^* \cdot A_t = 3 \times 10^{-4} \text{ m}^3 \quad (23)$$

Infine:

$$L_{Chamber} = \frac{V_{Chamber}}{\pi \cdot (D_c/2)^2} = 0.13 \text{ m} \quad (24)$$

7.2 Lunghezza dell'ugello

Per quanto concerne l'ugello si è ipotizzato un ugello a campana (ugello di Rao), con angolo $\alpha = 15^\circ$ e una lunghezza pari a circa il 73% dell'equivalente conico con stesse aree di uscita e di gola. La lunghezza dell'ugello conico è di:

$$L_{Conico} = \frac{D_e - D_t}{2 \tan(\alpha)} = 0.2522 \text{ m} \quad (25)$$

$$L_{Rao} = 0.73 \cdot L_{conico} = 0.1833 \text{ m} \quad (26)$$

7.3 Serbatoi

Le densità dell'NTO e dell'UDMH sono:

- $\rho_{Ox,NTO} = 1400 \text{ kg/m}^3$;
- $\rho_{Fuel,UDMH} = 790 \text{ kg/m}^3$;

E' possibile calcolare i volumi di combustibile e ossidante a partire dalle densità e dalle masse consumate:

$$V_{Ox} = \frac{M_{Ox,consumato}}{\rho_{Ox}} = \frac{512 \text{ kg}}{1400 \text{ kg/m}^3} = 0.37 \text{ m}^3 \quad (27)$$

$$V_{Fuel} = \frac{M_{Fuel,consumato}}{\rho_{Fuel}} = \frac{186 \text{ kg}}{790 \text{ kg/m}^3} = 0.24 \text{ m}^3 \quad (28)$$

Tenendo conto di un margine del 6% per l'ullage e del 2% per il propellente rimasto nelle tubazioni. Per cui:

$$V_{Ox} = V_{Ox} \cdot (1 + 0.06 + 0.02) = 0.40 \text{ m}^3 \quad (29)$$

$$V_{Fuel} = V_{Fuel} \cdot (1 + 0.06 + 0.02) = 0.25 \text{ m}^3 \quad (30)$$

Dai render dell'Avum+ è possibile osservare che sono presenti due serbatoi cilindrici bombati per il propellente ed altri due per l'ossidante. Ipotizzando un rapporto Lunghezza su Diametro pari a $L/D = 0.5$, è possibile dimensionare la lunghezza dei due serbatoi:

$$L_{Fuel} = \left(\frac{6 \cdot V_{Fuel}}{\pi} \cdot \left(1 + 1.5 \cdot \left(\frac{L}{D} \right)^{-1} \right)^{-1} \right)^{1/3} = 0.51 \text{ m} \quad (31)$$

$$L_{Ox} = \left(\frac{6 \cdot V_{Ox}}{\pi} \cdot \left(1 + 1.5 \cdot \left(\frac{L}{D} \right)^{-1} \right)^{-1} \right)^{1/3} = 0.6 \text{ m} \quad (32)$$

$$D_{Fuel} = 2 \cdot L_{Fuel} = 1.02 \text{ m} \quad (33)$$

$$D_{Ox} = 2 \cdot L_{Ox} = 1.2 \text{ m} \quad (34)$$

Il massimo ingombro è dato da $D_{Ox} = 1.2 \text{ m}$.

La lunghezza totale è dunque:

$$L_{tot} = L_{Chamber} + L_{Rao\ Nozzle} + L_{Max,Tanks} = 1.51 \text{ m} \quad (35)$$

8 Iniettori

Per evitare problemi di stabilità della combustione, si è scelto un salto di pressione pari a:

$$p_{inj} = 1.2 \cdot p_c = 48 \text{ bar} \quad (36)$$

Con pressione in camera $p_c = 40 \text{ bar}$. Viene scelto un iniettore del tipo "short tube with






Orifice Type	Diagram	Diameter (mm)	Discharge Coefficient
Sharp-edged orifice		Above 2.5	0.61
		Below 2.5	0.65 approx.
Short tube with rounded entrance $L/D > 3.0$		1.00	0.88
		1.57	0.90
		1.00	0.70
		(with $L/D \sim 1.0$)	0.70
Short tube with conical entrance		0.50	0.7
		1.00	0.82
		1.57	0.76
		2.54	0.84-0.80
		3.18	0.84-0.78
Short tube with spiral effect		1.0-6.4	0.2-0.55
Sharp-edged cone		1.00	0.70-0.69
		1.57	0.72

Figura 5: Iniettori

conical entrance" con i seguenti parametri: E' possibile calcolare l'area dei singoli orifici per

Diametro Iniettore	0.5 mm
Discharge Coefficient C_D	0.7

l'iniezione:

$$A_{inj} = \pi \cdot r_{inj}^2 = 0.19 \text{ mm}^2 \quad (37)$$

Le velocità di iniezione sono le seguenti:

$$V_{inj,fuel} = C_D \cdot \sqrt{2 \frac{p_{inj} - p_c}{\rho_{fuel}}} = 31.5 \text{ m/s} \quad (38)$$

$$V_{inj,ox} = C_D \cdot \sqrt{2 \frac{p_{inj} - p_c}{\rho_{ox}}} = 23.6 \text{ m/s} \quad (39)$$

Le aree totali di iniezione per combustibile e ossidante sono:

$$A_{inj,fuel} = \frac{\dot{m}_{fuel}}{C_D \cdot V_{i,fuel} \cdot \rho_f} = 11.38 \text{ mm}^2 \quad (40)$$

$$A_{inj,ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{C_D \cdot V_{i,ox} \cdot \rho_f} = 23.53 \text{ mm}^2 \quad (41)$$

Il numero di fori è dunque:

$$N_{orifices,fuel} = \frac{A_{inj,fuel}}{A_{inj}} = 58 \quad (42)$$

$$N_{orifices,ox} = \frac{A_{inj,ox}}{A_{inj}} = 120 \quad (43)$$

Si calcolano infine il numero di doppiette di combustibile e ossidante, pari a:

- $N_{fuel,doublets} = 29$
- $N_{ox,doublets} = 60$

9 Modello CFD

Per la successiva analisi e confronto con l'equazione di Bartz dei flussi termici in gola è stata eseguita una analisi CFD dell'Avum+. I software utilizzati sono stati:

- RPA, per la geometria;
- AutoCad, per la chiusura della geometria in vista del meshing;
- Ansys Fluent, per la mesh e per l'analisi termofluidodinamica.

9.1 Geometria e Mesh

La seguente geometria è stata esportata come file CAD da RPA:

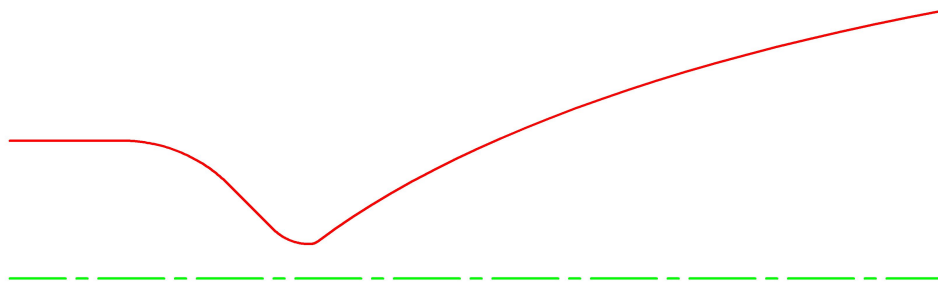


Figura 6: Geometria Ugello

La mesh ottenuta utilizzando il mesher integrato di Fluent è la seguente:

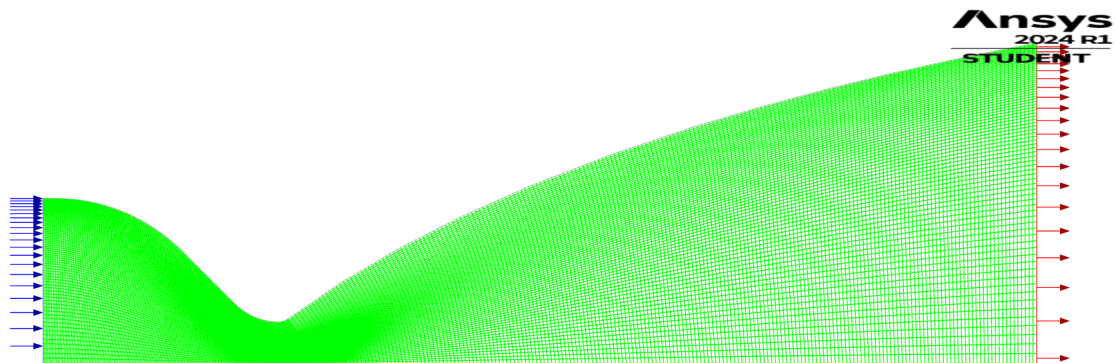


Figura 7: Mesh

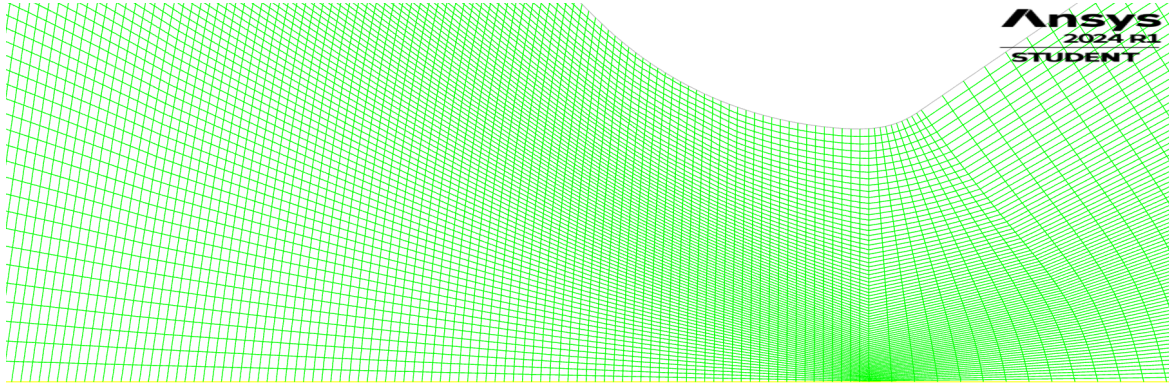


Figura 8: Dettaglio dell'infillimento in gola

```
Mesh Quality:
Minimum Orthogonal Quality = 7.52246e-01 cell 9635 on zone 3 (ID: 16161 on partition: 0) at location ( 8.76475e-02, 1.95960e-05)
Maximum Aspect Ratio = 2.43352e+01 cell 9639 on zone 3 (ID: 16162 on partition: 0) at location ( 8.76439e-02, 5.82892e-05)
```

Figura 9: Qualità della Mesh

9.2 Parametri in ingresso

Di seguito vengono riportati i principali parametri dati in input a Fluent per la realizzazione della CFD.

Sono stati utilizzati i seguenti modelli:

- Energy
- Viscous, utilizzando il modello SST k-omega
- Species, utilizzando il metodo del trasporto di specie

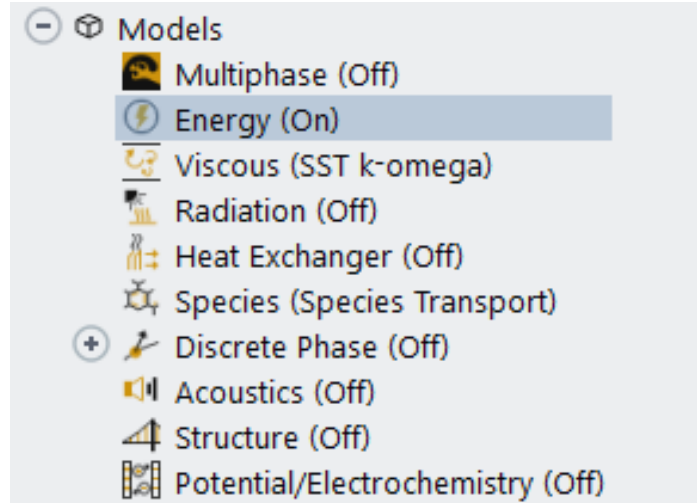


Figura 10: Modelli

L'ingresso nell'ugello viene modellato con la condizione al contorno "Pressure Inlet", con una pressione pari a 40 bar e una temperatura di 3371 K, ricavata da RPA. Le frazioni di massa delle specie sono quelle superiori all'1%, ricavate da RPA.

Species	Injector	Injector	Nozzle inl	Nozzle inl	Nozzle thr	Nozzle thr	A / At=1.200	A / At=1.200	Nozzle exi	Nozzle exi
#	mass fract	mole fract	mass fract	mole fract	mass fract	mole fract	mass fract	mole fract	mass fract	mole fract
CO	0.1443000	0.1220059	0.1443000	0.1220059	0.1341738	0.1148588	0.1228721	0.1065537	0.0597599	0.0538611
CO2	0.1718700	0.0924875	0.1718700	0.0924875	0.1877895	0.1023142	0.2055520	0.1134502	0.3047191	0.1747966
COOH	0.0000091	0.0000048	0.0000091	0.0000048	0.0000051	0.0000027	0.0000026	0.0000014	0.0000000	0.0000000
H	0.0006938	0.0163018	0.0006938	0.0163018	0.0005552	0.0132070	0.0004220	0.0101687	0.0000001	0.0000026
H2	0.0047540	0.0558496	0.0047540	0.0558496	0.0043326	0.0515337	0.0039125	0.0471435	0.0049494	0.0619820
H2O	0.2601928	0.3420451	0.2601928	0.3420451	0.2684418	0.3572897	0.2767345	0.3731231	0.2821130	0.3953319
H2O2	0.0000118	0.0000082	0.0000118	0.0000082	0.0000068	0.0000048	0.0000035	0.0000025	0.0000000	0.0000000
HCHO,formaldehy	0.0000001	0.0000001	0.0000001	0.0000001	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
HCN	0.0000002	0.0000002	0.0000002	0.0000002	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
HCO	0.0000053	0.0000043	0.0000053	0.0000043	0.0000027	0.0000022	0.0000012	0.0000010	0.0000000	0.0000000
HCOOH	0.0000012	0.0000006	0.0000012	0.0000006	0.0000007	0.0000004	0.0000004	0.0000002	0.0000000	0.0000000
HNCO	0.0000006	0.0000003	0.0000006	0.0000003	0.0000003	0.0000002	0.0000000	0.0000000	0.0000000	0.0000000
HNO	0.0000124	0.0000095	0.0000124	0.0000095	0.0000066	0.0000051	0.0000031	0.0000025	0.0000000	0.0000000
HNO2	0.0000033	0.0000017	0.0000033	0.0000017	0.0000018	0.0000009	0.0000008	0.0000004	0.0000000	0.0000000
HO2	0.0000788	0.0000566	0.0000788	0.0000566	0.0000468	0.0000340	0.0000243	0.0000179	0.0000000	0.0000000
N	0.0000059	0.0000099	0.0000059	0.0000099	0.0000030	0.0000052	0.0000014	0.0000024	0.0000000	0.0000000
N2	0.3411135	0.2883780	0.3411135	0.2883780	0.3428381	0.2934503	0.3444796	0.2986947	0.3484583	0.3140255
N2O	0.0000051	0.0000028	0.0000051	0.0000028	0.0000030	0.0000016	0.0000015	0.0000009	0.0000000	0.0000000
NH	0.0000026	0.0000042	0.0000026	0.0000042	0.0000013	0.0000020	0.0000005	0.0000009	0.0000000	0.0000000
NH2	0.0000014	0.0000021	0.0000014	0.0000021	0.0000007	0.0000010	0.0000003	0.0000005	0.0000000	0.0000000
NH3	0.0000011	0.0000016	0.0000011	0.0000016	0.0000006	0.0000009	0.0000003	0.0000005	0.0000000	0.0000000
NO	0.0156771	0.0123733	0.0156771	0.0123733	0.0120090	0.0095964	0.0085086	0.0068878	0.0000000	0.0000000
NO2	0.0000202	0.0000104	0.0000202	0.0000104	0.0000119	0.0000062	0.0000061	0.0000032	0.0000000	0.0000000
O	0.0049355	0.0073056	0.0049355	0.0073056	0.0035768	0.0053605	0.0023385	0.0035502	0.0000000	0.0000000
O2	0.0234015	0.0173196	0.0234015	0.0173196	0.0193813	0.0145232	0.0146236	0.0111007	0.0000000	0.0000000
OH	0.0329022	0.0458161	0.0329022	0.0458161	0.0268104	0.0377988	0.0205101	0.0292929	0.0000002	0.0000003

Tabella 7: Specie RPA

Viene utilizzato il modello species transport, per cui viene definito un materiale "mixture" formato dalle seguenti specie.

Pressure Inlet

Zone Name
inlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential Structure UDS

Reference Frame Absolute

Gauge Total Pressure [Pa] 3994700

Supersonic/Initial Gauge Pressure [Pa] 0

Direction Specification Method Normal to Boundary

☐ Prevent Reverse Flow

Turbulence

Specification Method Intensity and Viscosity Ratio

Turbulent Intensity [%] 5

Turbulent Viscosity Ratio 10

Apply Close Help

Figura 11: Inlet - Pressione

Pressure Inlet

Zone Name
inlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential Structure UDS

Total Temperature [K] 3371.1957

Apply Close Help

Figura 12: Inlet - Temperatura

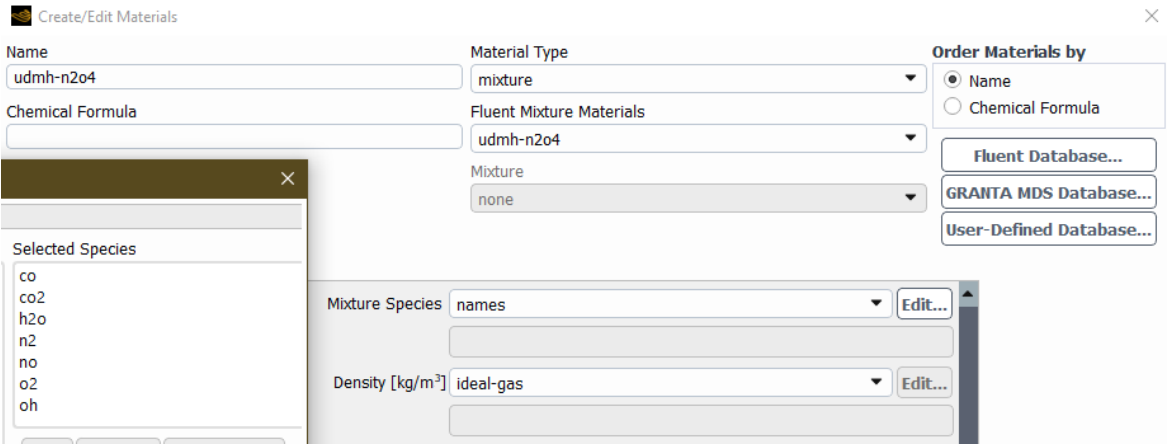


Figura 13: Mixture

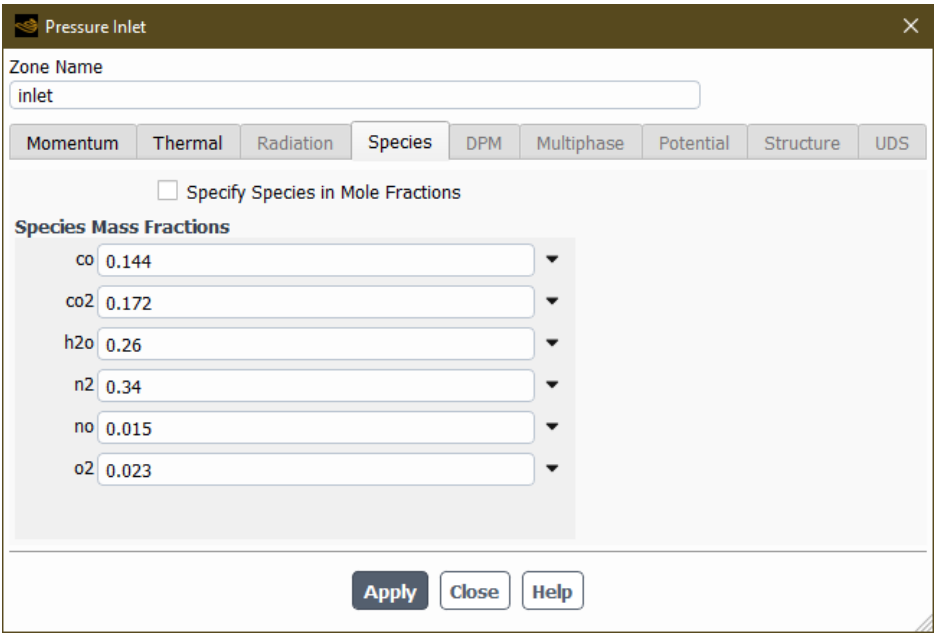


Figura 14: Inlet - Specie

Pressure Outlet

Zone Name
outlet

Momentum Thermal Radiation Species DPM Multiphase Potential Structure UDS

Gauge Pressure [Pa] 1

Pressure Profile Multiplier 1

☒ Prevent Reverse Flow
☐ Average Pressure Specification
☐ Target Mass Flow Rate

Acoustic Wave Model
☒ Off
☐ Non Reflecting

Apply Close Help

Figura 15: Outlet

9.3 Risultati ottenuti

Vengono di seguito riportati i principali risultati ottenuti.

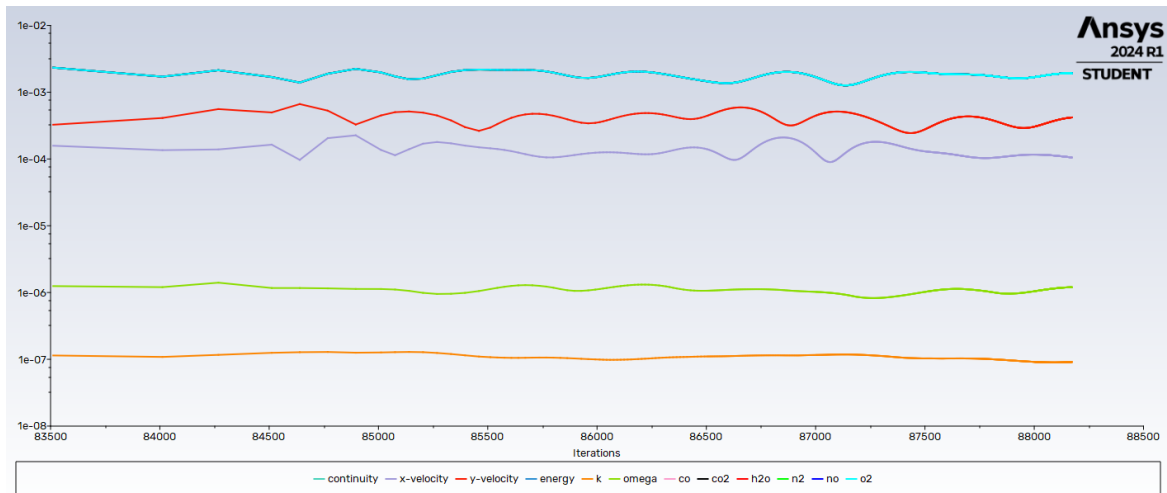


Figura 16: Residui

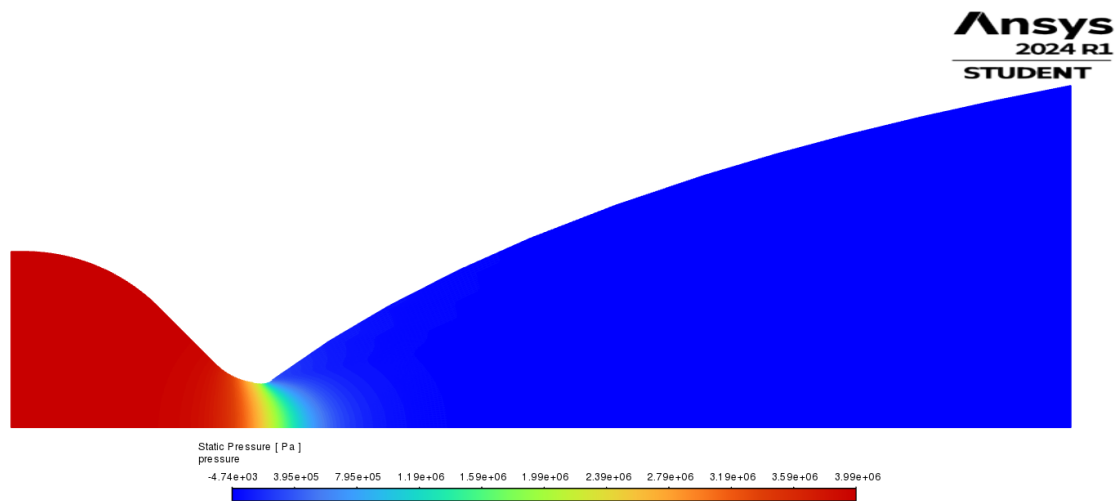


Figura 17: Pressione

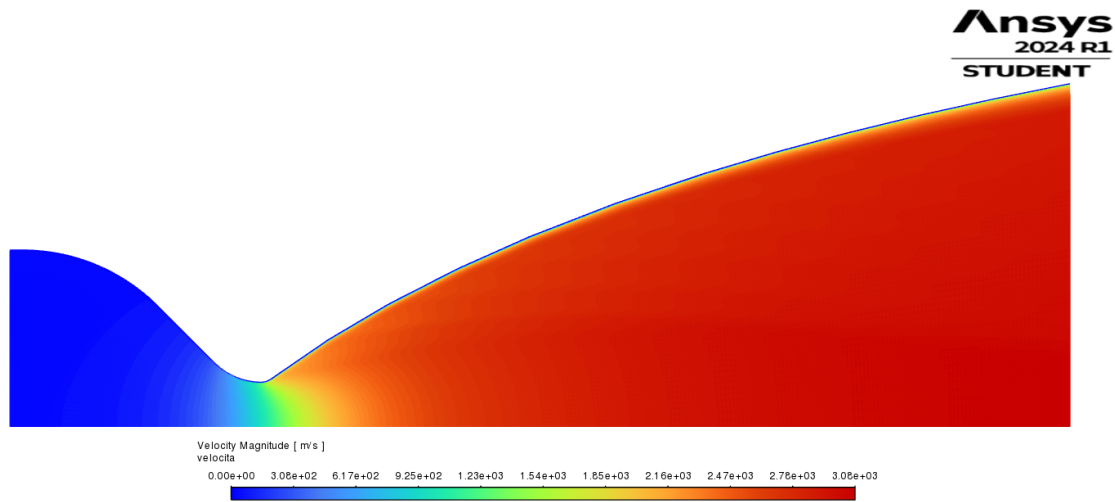


Figura 18: Velocità

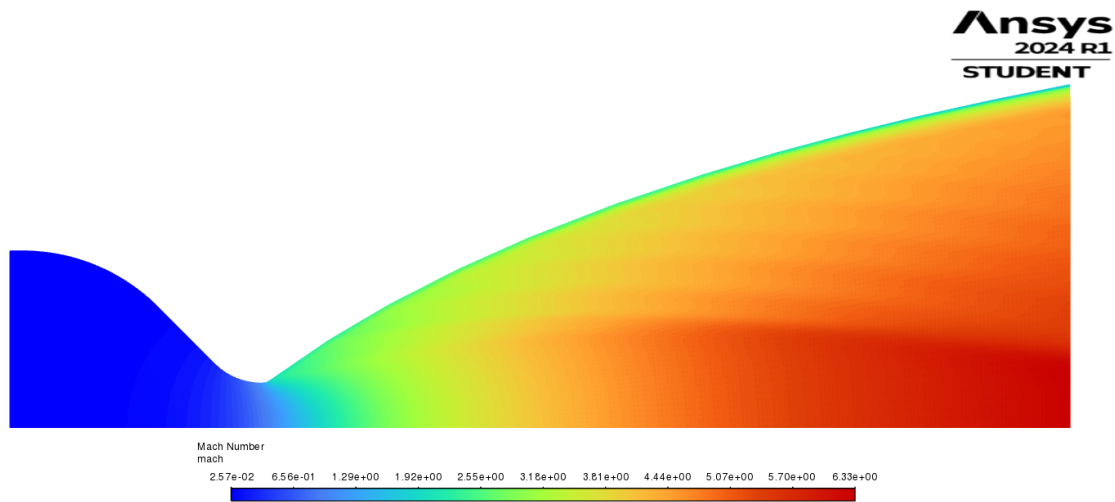
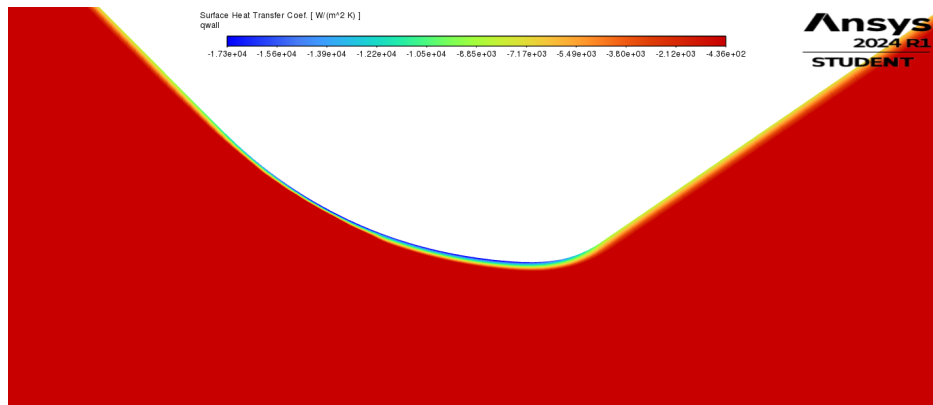
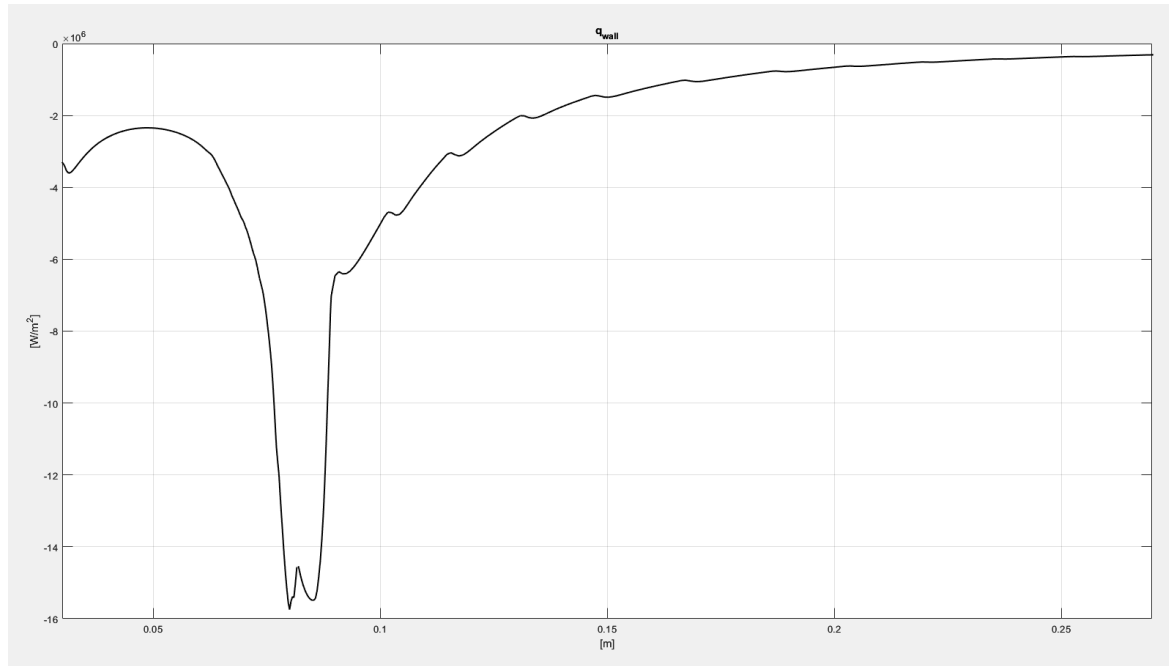
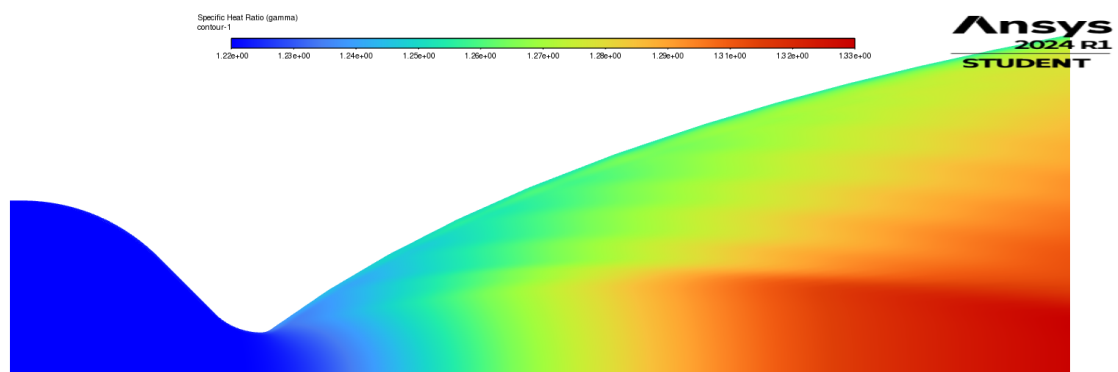
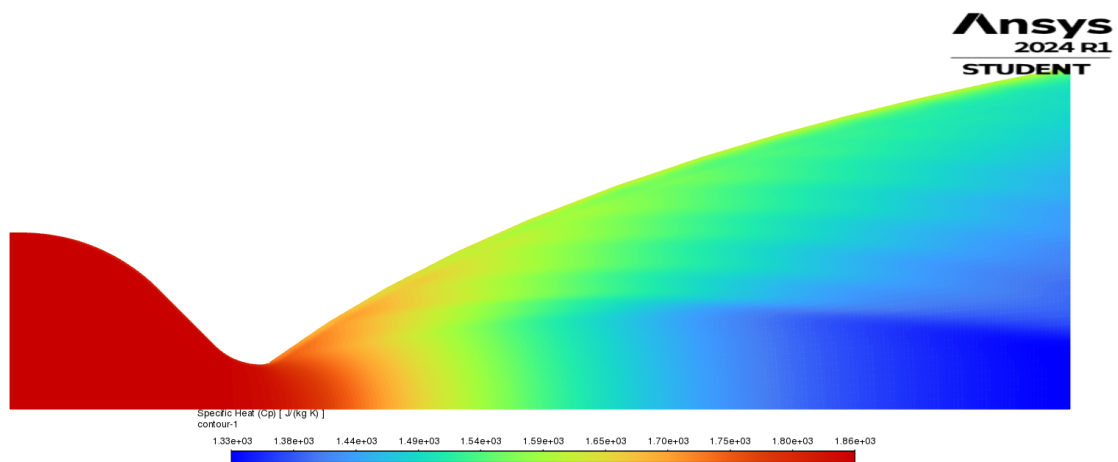


Figura 19: Numero di Mach

Figura 20: Q_{wall}

Figura 21: Q_{wall} plotFigura 22: Gamma γ Figura 23: Calore specifico a pressione costante c_p

9.4 Confronto Fluent-RPA

Mass-Weighted Average Mach Number	
outlet	4.624043
Mass-Weighted Average Velocity Magnitude [m/s]	
outlet	2852.9287
mfr	
Mass Flow Rate [kg/s]	
outlet	-0.76984202
qwall	
Vertex Minimum [W/m^2]	
wall	-15748843

Figura 24: Risultati

Si vede che:

- Il numero di Mach all'uscita per RPA è $M_{RPA} = 4.3$, in Fluent $M = 4.6$;
- La velocità all'uscita è $V_{RPA} = 3242 \text{ m/s}$, contro $V = 2852 \text{ m/s}$;
- La portata in uscita è di $mfr_{RPA} = 0.75 \text{ kg/s}$, in Fluent $mfr = 0.77 \text{ kg/s}$;
- La spinta $F_{RPA} = 2.42 \text{ kN}$, mentre $F = \dot{m}_e \cdot V_e \simeq 2852 \cdot 0.77 \simeq 2.2 \text{ kN}$;
- Per quanto riguarda la γ in gola $\gamma_{RPA} = 1.16$, mentre in Fluent $\gamma = 1.22$
- Il cp in gola è molto differente: $cp_{RPA} = 5.3$ mentre $cp = 1.8$ in Fluent.

10 Analisi del trasferimento di calore

Per quanto riguarda l'analisi del trasferimento del calore si farà ricorso all'equazione di Bartz per la stima dei flussi termici nella zona più termicamente sollecitata, la gola:

$$h_g = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{D} \right)^{1.8} c_p \mu_e^{0.2} \left(\frac{T_e}{\langle T \rangle} \right)^{0.6} \quad (44)$$

Se si utilizza il cp ottenuto da RPA, si ottengono flussi termici ben maggiori (cp più alto di un fattore circa 3). La differenza è probabilmente dovuta ad assunzioni fatte dal software riguardo l'efflusso frozen: particelle che non reagiscono hanno generalmente un cp più basso.

- $cp = 1.8 \text{ kJ/kgK}$
- $\mu_e = 0.0001 \text{ kg/ms}$
- $T_e = T_t = 3200 \text{ K}$
- $T_w = 1500 \text{ K}$, tungsteno
- $\langle T \rangle = (T_e + T_{wall})/2 = 2350 \text{ K}$
- $D_t = 19.94 \text{ mm}$
- $p_c = 40 \text{ bar}$
- $D_t = 19.94 \text{ mm}$
- $c^* = 1661 \text{ m/s}$

Dunque:

$$h_g = 10031 \text{ W/K m}^2 \quad (45)$$

$$q_w = h_g \cdot (T_{aw} - T_w) = 1.93 \times 10^7 \text{ W/m}^2 \quad (46)$$

Da confrontare con quella calcolata in Fluent:

$$q_{w,Fluent} = 1.57 \times 10^7 \text{ W/m}^2 \quad (47)$$

Per ovviare ai grandi flussi di calore si è pensato al raffreddamento rigenerativo.

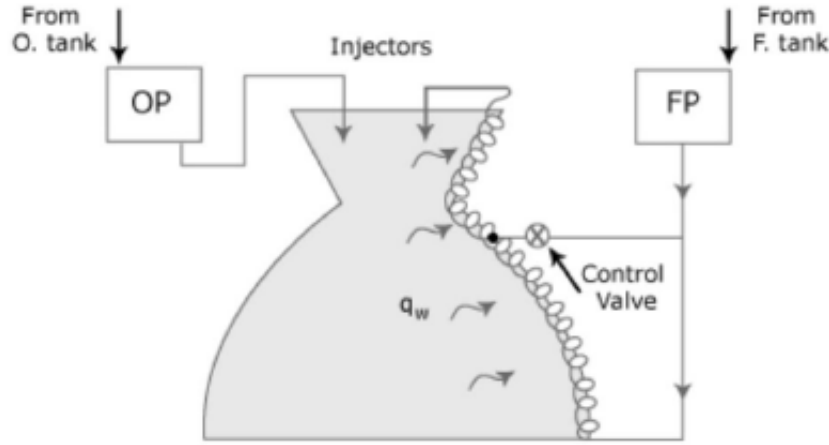


Figura 25: Schema del raffreddamento rigenerativo

10.1 Raffreddamento rigenerativo

Il raffreddamento rigenerativo è una tecnica utilizzata per il raffreddamento dei razzi liquidi. Consiste nel far passare un liquido refrigerante attraverso dei canali attorno alla camera di combustione e all'ugello. Assumendo una perdita termica $Q_{loss} = 2\%$ dell'entalpia totale del flusso e assumendo che $c_{cool} = c_p$, è possibile calcolare l'aumento di temperatura:

$$\Delta T = \frac{Q_{loss}}{Q_{tot}} \cdot \frac{c_p}{c_{cool}} \cdot (1 + O/F) \cdot T_c = 252 \text{ K} \quad (48)$$

La conducibilità termica del tungsten è $k = 174 \text{ W/mK}$. Si assume un coefficiente di scambio termico convettivo per il liquido pari a $h_l = 100000 \text{ W/Km}^2$. Assumendo che il liquido passi attraverso i condotti a 185 K , si è calcolato lo spessore della parete di tungsteno:

$$\delta_{tung} = (T_{aw} - T_l) \left(\frac{k_{tung}}{q_w} \right) - k_{tung} \left(\frac{1}{h_g} \frac{1}{h_l} \right) = 10 \text{ mm} \quad (49)$$

11 Codici Matlab

Il codice principale dell'Avum+ stampa a video alcuni dati rilevanti riguardo l'analisi, di seguito riportati.

Dati Export

The evaluated Specific Impulse (Isp) is 315.07 s (with eta=0.95)
while the nominal value is 314.60 s, the error is 0.47 s.
The DeltaV is equal to 3925.35 ms.

The evaluated Mass Flow Rate (MFR) of the Propellant is 0.74 kgs,
while the MFR of the Fuel is 0.20 kgs and the MFR of the Oxydizer is 0.55 kgs;
In 940.00 s, 186.34 kg of fuel have been consumed.

Throat Area (At) is 0.31 mm², while Exit Area (Ae) is 18.87 mm².
The evaluated area ratio is AeAt=61.09, while on RPA AeAt=60.43. The difference is 0.66.
With alpha=15°, the bell nozzle length is Lbell=0.18 m.
The chamber length is Lchamber=0.13 m.

Assuming the tanks as four rounded cylinders,
there are 2 Oxydizer Tanks and 2 Fuel Tanks,
dimensions are Length x Diameter
The Oxydizer Tank sizes are 1.20 m x 0.60 m.
The Fuel Tank sizes are 1.04 m x 0.52 m.
The total length is Ltot=Lchamber+Lbell+LmaxTanks = 1.51 m.

Assuming the injector as a short tube with conical entrance,
with Diameter= 0.50 mm and Discharge coefficient= 0.70
The Fuel injector Area is 11.38 mm²
The Oxydizer injector Area is 23.53 mm²
The number of fuel orifices is 58.00
The number of oxydizer orifices is 120.00
The number of fuel doublet is 29.00
The number of oxydizer doublet is 60.00

The heat flux in the throat section is q_{wall}= 1.94e7 Wm⁻²
The DeltaT= 252.97 K
Assuming tungsten as material, the thickness of the wall is delta_tung= 10.08 mm

11.1 Codice Principale

```
1 clc; clear; close all;
2 g0=9.81;
3 %% Dati AVUM+
4 Minerte=590; % massa inerte, kg
5 MassaMotore=16; %massa motore, kg
6 MassaPropellente=740;
7 F=2.42*10^3; %spinta, N
8 IspDato=314.6; %impulso specifico, s
9 t=940; %durata, s
10 Payload=300; %kg
11
12 h=309*1000; %altitudine m
13 h2=5841*1000; %m
14
15 T1=-131.21+0.00299*h;
16 T2=-131.21+0.00299*h2;
17
18 % pressione quota 309km
19 p1=2.488*((T1+273.1)/216.6)^(-11.388)*1000/10000;
```

```

20 % pressione quota 5841km
21 p2=2.488*((T2+273.1)/216.6)^(-11.388)*1000/10000;
22
23 %% Impulso Specifico
24 Pc=40; % bar
25 AeAt=60.43;
26 OF=2.7521363;
27 T0=3371;
28 M=24; % peso molecolare
29 gamma=1.1670;
30 cp= 5.56; % kJ/(kgK)
31
32 Pu=0.0054*10; % bar
33
34 c_star=1661.13; % c*
35
36 A=(Pu-p1)/Pc;
37 esponente=(gamma+1)/((gamma-1));
38 base=2/(gamma+1);
39
40 f_gamma=sqrt(gamma*(base^esponente));
41 f_gamma_primo=f_gamma*sqrt((2*gamma)/(gamma-1));
42 cf=f_gamma_primo*sqrt(1-(A)^((gamma-1)/gamma)) + (A)*AeAt; % cf
43
44 c=cf*c_star; % velocita efflusso
45 Isp=c/g0;
46 Isp=Isp*0.95; % impulso specifico
47
48 ErroreIsp=abs(IspDato-Isp);
49
50 %% Tsiolkowskij
51 MassaIniziale=MassaMotore+Payload+MassaPropellente;
52 MassaFinale=MassaIniziale-MassaPropellente;
53 r=MassaIniziale/MassaFinale;
54 DeltaV=c*log(r);
55
56 %% Portate
57 mfrP=F/c; % Mass Flow Rate Propellant
58 mfrFuel=mfrP/(OF+1); % Mass Flow Rate Fuel
59 mfrOx=mfrP*OF/(OF+1); % Mass Flow Rate Oxydizer
60
61 PropellantConsumato=mfrP*t; % Consumed Fuel kg
62 FuelConsumato=mfrFuel*t;
63 OxConsumato=mfrOx*t;
64
65
66 %% Ugello
67 At=F/(Pc*10^5*cf); % Throat Area m^2
68 Dt=sqrt(4*At/pi); % Throat diameter m
69 De=0.155;
70 Ae= De^2*pi/4;
71 AA=Ae/At;
72 ErroreRappAree=abs(AA-AeAt);
73
74 alpha=15*pi/180; % bell nozzle angle
75 Lconic=(De-Dt)/(2*tan(alpha)); % conical nozzle length
76 Lbell=0.73*Lconic; % bell nozzle length
77 ThetaN=36.51;
78 ThetaE=10.73;
79
80 Dc= 2.8*Dt; % Chamber Diameter, double of nozzle throat
81 Vc=1*At;
82 Lc=Vc/(pi*(Dc/2)^2); % Chamber Length
83
84 %% Serbatoio
85 rhoOx=1400; % kg/m^3
86 rhoFuel=790; % kg/m^3
87
88 rhoAverage=(rhoOx*rhoFuel*(1+OF))/(rhoOx+(OF*rhoFuel));
89
90 Vfuel=FuelConsumato/rhoFuel;
91 Vox=OxConsumato/rhoOx;

```

```

92
93 Vfuel=Vfuel+(0.06*Vfuel)+(0.02*Vfuel);
94 Vox=Vox+(0.06*Vox)+(0.02*Vox);
95
96 % 2 serbatoi cilindrici bombati
97 LsuD=1/2;
98 Vox=Vox/2; % 2 oxydizer tanks
99 Lox=((6*Vox/pi)*(1+1.5*LsuD)^(-1))^(1/3);
100
101 Vfuel=Vfuel/2; % 2 fuel tanks
102 Lfuel=(6*Vfuel/pi*(1+1.5*LsuD)^(-1))^(1/3);
103
104 Dox=2*Lox;
105 Dfuel=2*Lfuel;
106
107 Lmax=max([Lfuel,Lox,Dox,Dfuel]); % Max tank Length
108
109 Lchamber=Lc; % Chamber Length m
110 Ltot=Lchamber+Lbell+Lmax; % Total Length m
111 %% Iniettori
112 Pc=Pc*10^5; %bar->Pa
113 dpin= 0.2*Pc; %delta pi
114 pinj = Pc + dpin; %pressione iniziale inietttore
115 % scelta inietttore "short tube with conical entrance injector"
116 dinj = 0.5; %mm
117 rinj = dinj/2; %mm
118 Discharge_coeff = 0.7;
119 A_inj_millimetri = pi * rinj^2; %mm^2
120 A_inj = A_inj_millimetri * 10^(-6); %m^2
121
122 V_inj_f = Discharge_coeff*sqrt(2*(pinj - Pc)/rhoFuel); %velocita
123 V_inj_ox = Discharge_coeff*sqrt(2*(pinj - Pc)/rhoOx);
124
125 A_inj_fuel = (mfrFuel)/(Discharge_coeff * V_inj_f * rhoFuel); %area
126 A_inj_ox = (mfrOx)/(Discharge_coeff * V_inj_ox * rhoOx);
127
128 N_fori_fuel = ceil(A_inj_fuel/A_inj); % round up
129 N_fori_ox = ceil(A_inj_ox/A_inj);
130
131 N_fuel_doublet=ceil(N_fori_fuel/2);
132 N_ox_doublet=ceil(N_fori_ox/2);
133
134 %% Flussi Termici
135 gamma=1.1598 ;
136 cpRPA= 5.3220*1000; %(J/kgK)
137 cp= 1.8220*1000; %(J/kgK)
138 mu_e= 0.0001; %(pa*s o kg/m*s) v i s c o s i t dinamica
139 Tt= 3200; %temperatura in gola
140 Tw= 1500; %Assumendo una parete di tungsteno (K)
141 dt= 19.94/1000; %diametro di gola
142
143 Te=Tt;
144 T_ = (Te+Tw)/2;
145 aa= 0.026/(dt^(0.2));
146 bb= (Pc/c_star)^(0.8);
147 cc= (Te/T_)^(0.6);
148 hg= aa*bb*cc*cp*(mu_e^0.2);
149 Taw_t=Tt* (1 + ((0.9)*((gamma -1)/2))); %T adiabatica di parete in gola
150 q_w= hg*(Taw_t -Tw);
151
152 %% Regenerative cooling
153 qratio=0.02; %rapporto Qloss/Qtot
154 cratio=1; %rapporto Cp/Ccool
155 delta_T= qratio*cratio*(1 + OF)*T0;
156 k_tungsten = 174; % W/(m*K). Thermal conductivity
157 h_l = 100000; % W/K*m^2
158 T_l = 185; %T (K)
159 delta_tungsten = (Taw_t - T_l)*(k_tungsten/q_w) - (k_tungsten*((1/hg) + (1/h_l)));% m
160 . Thickness of tungsten
161 %% Stampa a Video Risultati
162
163 formatSpec = 'The evaluated Specific Impulse (Isp) is %4.2f s (with \x3B7=0.95)\

```

```

    nwhile the nominal value is %4.2f s, the error is %4.2f s.\n';
163 fprintf(formatSpec,Isp,IspDato,ErroreIsp)
164 formatSpec = 'The DeltaV is equal to %4.2f m/s.\n\n';
165 fprintf(formatSpec,DeltaV);
166 formatSpec = ['The evaluated Mass Flow Rate (MFR) of the Propellant is %4.2f kg/s,'
    ...
    '\nwhile the MFR of the Fuel is %4.2f kg/s and the MFR of the Oxydizer is %4.2f
    kg/s;\n' ...
    ];
167
168 fprintf(formatSpec,mfrP,mfrFuel,mfrOx)
169 formatSpec= 'In %4.2f s, %4.2f kg of fuel have been consumed.\n\n';
170 fprintf(formatSpec,t,FuelConsumato)
171 formatSpec= 'Throat Area (At) is %4.2f mm^2, while Exit Area (Ae) is %4.2f mm^2. \n';
172 fprintf(formatSpec,At*1000,Ae*1000)
173 formatSpec = 'The evaluated area ratio is Ae/At=%4.2f, while on RPA Ae/At=%4.2f. The
    difference is %4.2f.\n';
174 fprintf(formatSpec,AA,AeAt,ErroreRappArea)
175 formatSpec = ['With \x3B1=15\xB0, the bell nozzle length is: Lbell=%4.2f m.\n' ...
    'The chamber length is: Lchamber=%4.2f m.\n\n'];
176 fprintf(formatSpec,Lbell,Lc)
177 formatSpec = ['Assuming the tanks as four rounded cylinders,\n' ...
    'there are 2 Oxydizer Tanks and 2 Fuel Tanks,\ndimensions are Length x Diameter\n
    '...
    'The Oxydizer Tank sizes are: %4.2f m x %4.2f m.\n' ...
    'The Fuel Tank sizes are: %4.2f m x %4.2f m.\n' ...
    'The total length is: Ltot=Lchamber+Lbell+LmaxTanks = %4.2f m.\n\n'];
178 fprintf(formatSpec,Dox,Lox,Dfuel,Lfuel,Ltot)
179 formatSpec = ['Assuming the injector as a short tube with conical entrance,\n' ...
    'with Diameter= %4.2f mm and Discharge coefficient= %4.2f\n'...
    'The Fuel injector Area is: %4.2f mm^2\n' ...
    'The Oxydizer injector Area is: %4.2f mm^2\n' ...
    'The number of fuel orifices is: %4.2f\n'...
    'The number of oxydizer orifices is: %4.2f\n'...
    'The number of fuel doublet is: %4.2f\n'...
    'The number of oxydizer doublet is: %4.2f\n'...
    ];
180 fprintf(formatSpec,dinj,Discharge_coeff,A_inj_fuel*1000^2,A_inj_ox*1000^2,...
    N_fori_fuel,N_fori_ox,N_fuel_doublet,N_ox_doublet)
181
182 formatSpec = ['\nThe heat flux in the throat section is: q_wall= %4.2f*e7 W/m^2 \n'
    ...
    'The \x0394T= %4.2f K\n'...
    'Assuming tungsten as material, the thickness of the wall is: \x3B4_tung= %4.2f
    mm '
    ];
183
184 fprintf(formatSpec,q_w/10^7,delta_T,delta_tungsten*1000)

```

11.2 Codice per il plot della q_w

```

1 clc; clear; close all;
2
3 qwall_table=table2array(readtable("qwall"));
4 y=flip(qwall_table(:,2)); x=flip((qwall_table(:,1)));
5 p=plot(x(1:145),y(1:145),"-k",LineWidth=1.5); hold on;
6 p=plot(x(146:364),y(146:364),"-k",LineWidth=1.5);
7 grid on;
8 title("q_{wall}");
9 xlabel("[m]"); ylabel("[W/m^2]")
10 xlim([0.03 0.27])

```

12 Citazioni

- <https://www.avio.com/it/avum-plus>
- https://esamultimedia.esa.int/docs/VEGA/vega_c_media_kit_final_IT.pdf
- <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?PHPSESSID=jort84tp2f7nf193jfi73v25nv&action=dlattach;topic=1071.0;attach=1057191;sess=0>