

Design preliminare del primo stadio P80FW del lanciatore Vega con propellente non tossico

Elia Tisot - 10663547

Paolo Tognola - 10618360

Federico Silvio Tognolini - 10668421

Christian XianYang Wu - 10680323

Davide Zamblera - 10612897

20 agosto 2021

Sommario

I razzi a propellente solido sono indubbiamente i sistemi più comunemente scelti per l'accesso allo spazio, in quanto presentano alti livelli di affidabilità e costi contenuti, come dimostrato dal vettore Vega. Tuttavia, questi fanno uso di una miscela propellente la quale, una volta iniziata la combustione, rilascia in atmosfera composti chimici altamente tossici, come l'acido cloridrico. I più comuni sistemi di lancio fanno quasi tutti uso del medesimo ossidante tossico: il perclorato d'ammonio, AP. Il report ha l'obiettivo di esplorare la possibilità di utilizzo di un propellente alternativo non tossico, al posto del HTPB 1912 utilizzato nel primo stadio del Vega. Con lo scopo di raggiungere le prestazioni del SRM originale, nel report vengono dimensionati anche il grano, il case e l'ugello di efflusso.

Indice

1	Introduzione	6
1.1	Problemi legati alla Tossicità	6
1.2	Stadio P80FW	6
2	Formulazione del Propellente	7
2.1	Requisiti di Progetto	7
2.2	Costituenti	7
2.3	Analisi della Formulazione	8
3	Grano Propellente	13
3.1	Analisi della Geometria	14
4	Ugello di Efflusso	16
4.1	Ugello a Tronco Conico	16
4.2	Ugello a Campana con Approccio di Rao	16
5	Massa del Sistema	17
5.1	Case	17
5.2	Ugello	18
6	Conclusioni	18
6.1	Discussione dei Risultati	18
6.2	Conclusione	19
	Bibliografia	20

Elenco delle figure

1	Primo Stadio P80FW del Vega	6
2	Caratteristiche del Vega [ESA]	6
3	Risultati Termodinamici al variare della Percentuale di Ossidante e per diverse Formulazioni [11]	9
4	Ratei di Combustione di propellenti ADN/AN/GAP alluminizzati al variare della pressione [6]	9
5	Prestazioni di ADN/AN/GAP Alluminizzato al variare della percentuale di Alluminio	9
6	Profili di Spinta nel vuoto e Pressione durante il tempo di missione del P80 originale [25]	13
7	Esempi Comuni di Geometrie per Grani Propellenti [22]	14
8	Profilo di Spinta ottenuto da calcoli preliminari	14
9	Sezione della parte superiore del Grano	15
10	Sezione della parte inferiore del Grano	15
11	Singoli Profili di Spinta dei due Grani	15
12	Profilo di Spinta globale sovrapposto a quello dell'originale P80	15
13	Sezione quotata dell'Ugello a Tronco Conico	16
14	Diagramma Sperimentale degli Angoli di Inflessione al variare di ϵ [26]	17
15	Diagrammi Sperimentali del Fattore λ al variare della percentuale di Lunghezza rispetto al Tronco Conico[22]	17
16	Sezione quotata dell'Ugello a Campana	17

Elenco delle tabelle

1	Proprietà dell'ADN	7
2	Proprietà dell'AN	7
3	Proprietà del GAP	8
4	Performance del Propellente ADN/AN/GAP alluminizzato al variare della percentuale di Alluminio	10
5	Performance del Propellente ADN/AN/GAP alluminizzato al variare della Pressione in Camera di Combustione	10
6	Confronto di prestazione tra ADN/AN/GAP alluminizzato con 58% e 60% di ossidante totale	11
7	Confronto di prestazione tra ADN/AN/GAP alluminizzato con e senza aggiunta di KNO_3	11
8	Composizione della Miscela Propellente progettata	11
9	Performance di ADN/PSAN/GAP Alluminizzato nell'intorno di 4MPa	12
10	Performance di ADN/PSAN/GAP Alluminizzato con Rapporto di Espansione Variabile	12
11	Dati disponibili per il dimensionamento del Grano Propellente	13
12	Caratteristiche del Grano Propellente	16
13	Dati per il Dimensionamento dell'Ugello	16
14	Dati per il Calcolo della Massa del Case	18
15	Proprietà del Sistema Riprogettato e del P80	19

Elenco dei simboli

α_{conv}	Angolo di deflessione del convergente nell'ugello	A_t	Area di Gola
α_{div}	Angolo di deflessione del divergente nell'ugello	b	Web thickness
ΔH_f^0	Entalpia di Formazione Standard	c^*	Efficienza della Camera di Combustione
ϵ	Rapporto di Espansione	c_{tid}	Coefficiente di spinta ideale
η_{Isp}	Rendimento dell'espansione in ugello	c_{tre}	Coefficiente di spinta reale
Γ	Funzione di Vandekerckhove	D_b	Diametro del grano propellente
γ	Rapporto dei calori specifici della miscela	D_e	Diametro esterno del Case
λ	Fattore di Correzione dell'Ugello	D_p	Diametro del porto del propellente
λ_{atm}	Coefficiente di Variazione di Temperatura	D_t	Diametro della sezione di gola
ρ	Densità	h	Altezza di un singolo dente del grano a stella
σ_C^Y	Sforzo limite di snervamento in direzione circonferenziale	h_{OE}	Quota di Espansione Ottima
σ_L^Y	Sforzo limite di snervamento in direzione longitudinale	I_{sp}	Impulso Specifico Ponderale
σ_{norm}^Y	Sforzo limite di snervamento in direzione normale	I_{vac}	Impulso Specifico nel Vuoto
σ_{tan}^Y	Sforzo limite di snervamento in direzione tangenziale	k	Coefficiente di sicurezza
θ_e	Angolo di inflessione finale	K_n	Parametro di Klemmung
θ_i	Angolo di inflessione iniziale	L_{conv}	Lunghezza del convergente nell'ugello
A_{bf}	Sezione di combustione finale	L_{div}	Lunghezza del divergente nell'ugello
A_{bi}	Sezione di combustione iniziale	M_{mol}	Massa Molare
A_b	Area di combustione	N	Numero di denti nel grano a stella
A_{dente}	Area di un singolo dente del grano a stella	p	Pressione
A_e	Sezione di Efflusso	p_0	Pressione Standard
		P_c	Pressione in Camera di Combustione
		P_e	Pressione all'efflusso
		p_{int}	Perimetro interno del grano
		r_b	Rateo di Combustione

R_u	Costante Universale dei Gas	PN	Nitrato di Potassio
R_{r1_t}	Raggio di raccordo iniziale tra gola e divergente	PSAN	Phase Stabilized Ammonium Nitrate
R_{r2_t}	Raggio di raccordo finale tra gola e divergente	SRM	Solid Rocket Motor
R_t	Raggio di Gola	VEGA	Vettore Europeo di Generazione Avanzata
T	Temperatura		
T_0	Temperatura Standard		
T_{ave}	Spinta media fornita dal sistema		
t_b	Tempo di Combustione		
T_c	Temperatura in Camera di Combustione		
$th_{C_{min}}$	Spessore minimo legato allo sforzo di snervamento in direzione circonferenziale		
$th_{L_{min}}$	Spessore minimo legato allo sforzo di snervamento in direzione longitudinale		
th_{lin}	Spessore del liner del case		
w_f	Web Fraction		
z	Quota		
ADN	Ammonio Dinitrammide		
AN	Nitrato d'Ammonio		
AP	Perclorato d'Ammonio		
ASI	Agenzia Spaziale Italiana		
CC	Camera di Combustione		
CCP	Prodotti di Combustione in Camera di Combustione		
CEA	NASA Chemical Equilibrium with Applications		
ESA	European Space Agency		
GAP	Polimero di Azoturo di Glicidile		
HTPB	Polibutadiene a terminazione Idrossilica		
ISA	Atmosfera Standard Internazionale		
LEO	Low Earth Orbit		
OE	Espansione Ottima		

1 Introduzione

Il progetto VEGA è uno delle più importanti iniziative dell'astronautica italiana. Lo sviluppo iniziò nel 1998, in collaborazione tra l'Agenzia Spaziale Italiana (ASI) e l'Agenzia Spaziale Europea (ESA). Il nome VEGA è acronimo di Vettore Europeo di Generazione Avanzata. È un lanciatore in uso dalla Arianespace per il lancio in orbite LEO, ossia Low Earth Orbit, di carichi paganti tra 300 kg e 1500 kg. Il Vega è composto da 4 stadi, di cui i primi tre utilizzano motori a propellenti solidi, mentre l'ultimo è alimentato a propellente liquido. Gli stadi, a partire dal primo, sono: P80FW, Zefiro 23, Zefiro 9 e AVUM. Con il proseguire dei lanci, nel 2015 venne approvato lo sviluppo di una nuova versione del lanciatore, il VEGA C. Questo modello è comunque composto da 4 stadi, i quali sono: P120C, Zefiro 40, Zefiro 9 e AVUM+. Una ulteriore modifica avverrà con l'introduzione del VEGA E, il quale avrà il primo volo previsto per il 2024.

1.1 Problemi legati alla Tossicità

I sistemi a propellenti solidi, per l'accesso allo spazio, sono indubbiamente i più efficienti in termini di costo e affidabilità citewingborg:green. Le miscele propellente più comunemente scelte per i suddetti sistemi sono basate sull'ossidante AP, perclorato d'ammonio, combinate con particelle di alluminio disperse nel binder di HTPB. Uno dei prodotti di combustione di questi propellenti è HCl, acido cloridrico, il quale, talvolta, arriva a comporre fino al 20% della totalità dei prodotti di combustione [11]. In aggiunta, altri prodotti di combustione tossici sono il $AlCl_3$, cloruro d'alluminio, e gli ioni perclorato. Questi prodotti contribuiscono alla corrosione e al danneggiamento della maggioranza del territorio da cui avviene il lancio. In particolare, l'acido cloridrico contribuisce alla formazione delle piogge acide, mentre gli ioni perclorato contaminano le falde acquifere nelle vicinanze, causando di conseguenza gravi danni alla fauna e la flora dell'area. Con l'aumentare delle problematiche relative all'ambiente, sono state introdotte sempre più stringenti legislazioni per la tutela dell'ambiente. Di conseguenza,

la ricerca attuale, nel campo dei sistemi per l'accesso allo spazio, è concentrata nello sviluppo di nuove alternative ecologicamente più sostenibili.

Un'iniziativa promossa dall'ESA, cominciata nel 2015 e conclusa nel 2018, prevedeva la ricerca e lo studio di propellenti green, privi di cloro. La ricerca si è focalizzata sul confronto della formulazione alternativa con le configurazioni che fanno uso del perclorato d'ammonio, in termini di costo, prestazioni e affidabilità.

1.2 Stadio P80FW



Figura 1: Primo Stadio P80FW del Vega

Il P80 è il primo stadio del lanciatore Vega (Figura 1), esso è il più grande e potente sistema monoblocco a propellente solido finora realizzato. La produzione di quest'ultimo è stato affidato principalmente ad Avio S.p.A.

Lo stadio P80 utilizza come propellente l'HTPB 1912, cioè una miscela propellente composta da alluminio al 19%, HTPB al 12% e AP al 69%. Le caratteristiche principali sono mostrate in Figura 2:

	P80FW	Zefiro23	Zefiro9	AVUM
Motor length (m)	11.7	7.5	3.5	1.7
Diameter (m)	3	1.9	1.9	2.31
Propellant mass (tons)	88	24	10.5	0.55
Motor dry mass (kg)	7,330	1,950	915	131
Motor case mass (kg)	3,260	900	400	16
Average thrust (kN)	2,200	871	260	2.42
Specific impulse (s)	280	287.5	296	315.5
Combustion time (s)	110	77	120	6,672

Figura 2: Caratteristiche del Vega [ESA]

2 Formulazione del Propellente

2.1 Requisiti di Progetto

L'alternativa ai propellenti a base di AP, ampiamente studiata dall'ESA con il GRAIL Project, è una miscela costituita da:

- ADN: Ammonio Dinitrammide;
- AN: Nitrato d'Ammonio;
- GAP: Polimero di Azoturo di Glicidile;
- KNO_3 : Nitrato di Potassio;
- Al: Alluminio.

In generale, per utilizzare una nuova formulazione propellente all'interno di un motore a razzo è necessario che si soddisfino i seguenti aspetti [15]:

- Il razzo sia sicuro, cioè che sia di classe 1.3 (non detonazione), ammettendo un materiale utilizzato di classe 1.1 (potenziale detonazione);
- Il vettore sia utilizzabile anche in seguito a diversi anni di residenza in magazzini;
- Il propellente sia caratterizzato da un rateo di combustione compreso tra 7 e 15 mm/s;
- I prodotti di combustione abbiano un impatto ambientale trascurabile.

Affinché questo propellente possa essere considerato una viabile scelta, in sostituzione di AP-HTPB, la scelta dei parametri di progetto è basata su un compromesso tra alcune performance, come spinta e profilo di spinta, impulso specifico, massa del sistema e tossicità dei prodotti di combustione.

2.2 Costituenti

I. ADN

ADN è uno degli ossidanti principalmente analizzati negli studi per la sostituzione di AP nei sistemi a propulsione solida. Ha caratteristiche in termini di performance, come I_{sp} e r_b , che lo rendono altamente competitivo rispetto ad AP. Tuttavia, sono presenti alcuni aspetti critici, quali la presenza di cristalli molto sensibili, l'elevato costo di sintetizzazione e la sensibilità a luce diretta e umidità [3]. Quest'ultimo aspetto mostra la criticità nello stoccaggio del materiale e di conseguenza l'importanza di uno studio

accurato sulle condizioni di stoccaggio e utilizzo della sostanza. In Tabella 1 sono riportate le proprietà di maggiore interesse:

Tabella 1: Proprietà dell'ADN

Parametro	Valore	Rif.
Formula	$\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$	[3]
M_{mol} [g/mol]	124.056	[9]
ΔH_f^0 [kJ/mol]	-149.8	[9]
Densità [g/cm ³]	1.81	[3]
Classificazione	1.1 explosive	[3]

II. AN

Come l'ADN, anche il nitrato d'ammonio è un ossidante di grande interesse, nell'ambito di propellenti green, in quanto non presenta sostanze tossiche come prodotti di combustione. È caratterizzato da bassi costi di produzione, poiché è un composto largamente utilizzato nel settore agricolo, e da temperatura di combustione relativamente bassa [18]. I propellenti a base di nitrato d'ammonio bruciano naturalmente a ratei di combustione bassi, per via della temperatura di combustione dello stesso non molto elevata.

L'utilizzo dell'AN è, tuttavia, limitato dalla variazione di fase in diverse temperature. In particolare, nel range tra -50°C e +100°C, l'applicazione dell'ossidante è quasi impraticabile. Esso passa dalla fase V alla fase IV al -17°C, dalla IV alla III a 32°C e dalla III alla II a 84°C [20]. La variazione di fase implica una modifica di forma, volume e densità dei cristalli di nitrato d'ammonio; tali parametri sono cruciali e dovrebbero rimanere costanti durante tutta la vita di utilizzo. In Tabella 2 sono riportate le proprietà di maggiore interesse per il presente report:

Tabella 2: Proprietà dell'AN

Parametro	Valore	Rif.
Formula	NH_4NO_3	[21]
M_{mol} [g/mol]	80.04	[21]
ΔH_f^0 [kJ/mol]	-367.5	[21]
Densità [g/cm ³]	1.73	[21]

III. GAP

Il polimero di azoturo di glicidile, GAP, è un binder energetico, cioè, per natura intrinseca della struttura del legame del polimero, è in grado di rilasciare energia durante la combustione anche in assenza di ossidanti. Presenta velocità di combustione elevati ed è compatibile alla composizione di miscele propellente con ADN e AN. Tuttavia, presenta costi di produzione elevati, prestazioni meccaniche scarse alle basse temperature e alta sensibilità termica [5]. In Tabella 3 sono riportate le proprietà di maggiore interesse per il presente report.

Tabella 3: Proprietà del GAP

Parametro	Valore	Rif.
Formula	$\text{C}_3\text{H}_5\text{N}_3\text{O}$	[14]
ΔH_f^0 [kJ/mol]	113.97	[5]
Densità [g/cm ³]	1.29	[5]

IV. Al

Anche la formulazione propellente sostitutiva al generico AP/HTPB utilizza come combustibile una certa percentuale in massa di alluminio solido. I vantaggi legati all'aggiunta di questo elemento sono stati indagati profondamente in ricerche passate. Uno dei principali aspetti miglioranti è l'aumento di impulso specifico, dovuto alla presenza di condensati nei prodotti di combustione, essi sono denominati agglomerati di alluminio.

V. KNO_3

Il nitrato di potassio è aggiunto nella miscela propellente al fine di risolvere le problematiche del nitrato d'ammonio, illustrate precedentemente. In particolare, l'inserimento di una percentuale relativamente bassa di KNO_3 è sufficiente a stabilizzare il cambio di fase dei cristalli di AN a una data temperatura, questo composto viene comunemente chiamato PSAN, Phase Stabilized Ammonium Nitrate [20].

2.3 Analisi della Formulazione

Ipotesi di Applicazione del Codice CEA

Il codice NASA CEA, acronimo di NASA Chemical Equilibrium with Applications, è basato

sul problema di minimizzazione dell'energia libera di Gibbs [23]. I risultati che verranno presentati successivamente sono stati ottenuti tramite il problema rocket, uno delle opzioni di analisi all'interno del codice CEA. Esso è la combinazione di due problemi: quello combustion e quello di espansione isoentropica. Il NASA CEA permette di compiere l'analisi del problema di espansione attraverso due metodi: in frozen equilibrium o in shifting equilibrium. Il primo, come suggerito dal nome, prevede che la miscela propellente uscente dalla camera di combustione non cambi la propria composizione durante l'espansione in ugello. Mentre il secondo prevede che la composizione della miscela vari durante l'espansione, affinché sia coerente con le condizioni di temperatura e pressione in ugello.

I dati che verranno presentati nelle sottosezioni successive sono l'output di un problema rocket in shifting equilibrium. Generalmente, i risultati in shifting equilibrium tendono a sovrastimare le performance ideali del sistema analizzato e quindi per correttezza sarebbe necessario analizzare anche il caso in frozen equilibrium, il quale sottostima leggermente le prestazioni. Tuttavia, per la formulazione discussa finora, il problema in frozen equilibrium non raggiunge convergenza. Questo è dovuto alla non corrispondenza della composizione della miscela propellente in uscita dalla camera di combustione con le condizioni di temperatura e pressione in espansione [23].

O/F

Per formulazioni propellente che fanno uso di GAP come binder, è stata registrata una zona di plateau nel range tra il 51% e 70% di ossidante, come si può vedere dalla Figura 3. L'analisi che ha portato a questo risultato, descritto in maggior dettaglio in [11], è stato svolto con propellenti a diverse percentuali in massa di ossidante e a diverse percentuali relative tra ADN e AN. Si osserva, inoltre, che le massime performance, in termini di impulso specifico, vengono raggiunte in corrispondenza di 60% di ossidante totale. A valle dei risultati proposti in [11], è stato scelto il valore ottimale di 60% di ossidante per la formulazione propellente analizzata nel presente report.

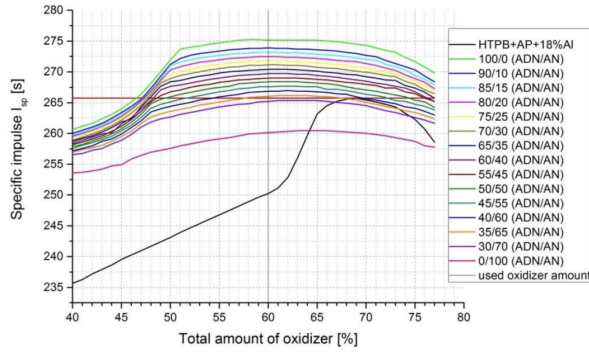


Figura 3: Risultati Termodinamici al variare della Percentuale di Ossidante e per diverse Formulazioni [11]

Per via della variazione abbastanza lieve di I_{vac} , di circa 1.5 sec, tra una formulazione e l'altra, una moltitudine di formulazioni sono utilizzabili allo scopo di sostituire il propellente del P80 originale. Tuttavia, per applicazioni spaziali, come il vettore Vega, esiste un limite sul rateo di combustione, questo è stato sperimentalmente fissato nel range tra 7 e 15 mm/sec per prove a pressione in camera di combustione di 7MPa [6]. Dalla Figura 4, si osserva che le formulazioni, diversificate dal rapporto tra ADN e AN, si riducono a ADNAN(30/70), ADNAN(50/50).

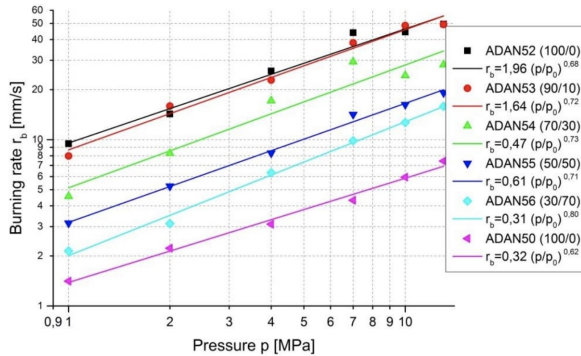


Figura 4: Ratei di Combustione di propellenti ADN/AN/GAP alluminizzati al variare della pressione [6]

Inoltre, è stato osservato, attraverso le medesime prove sperimentali, che è necessaria una maggiore frazione di ADN nella formulazione. Ad esempio, alle condizioni di 7MPa e con la formulazione ADNAN (90/10) si ottengono le prestazioni più competitive, tuttavia il rateo di combustione elevato non è accettabile per appli-

cazioni spaziali. All'opposto, basse frazioni di ADN comportano basse performance in termini di I_{sp} .

Alluminio

La presenza di alluminio solido all'interno della miscela propellente comporta un miglioramento di I_{sp} , come discusso in precedenza. Durante il processo di combustione, le particelle di alluminio diffuse all'interno del binder si fondono per poi andare in combustione all'interno della zona di fiamma. Tuttavia, una parte di queste particelle, prima di procedere in zona di fiamma, forma prima i conglomerati e poi in combustione gli agglomerati. Il miglioramento delle prestazioni è limitato dalla presenza di questi agglomerati in espansione in ugello, dunque è fondamentale scegliere la corretta percentuale di alluminio da inserire nella miscela in fase di progetto.

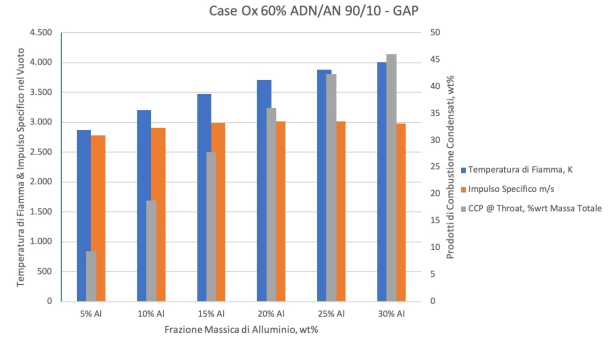


Figura 5: Prestazioni di ADN/AN/GAP Alluminizzato al variare della percentuale di Alluminio

Il diagramma a istogrammi in Figura 5 mostra la temperatura adiabatica di fiamma, l'impulso specifico e i condensati in gola, al variare della percentuale di alluminio nella miscela propellente (step di variazione di 5%). Per l'analisi¹ è stato considerato 60% di ossidante totale, rapporto tra ADN e AN corrispondente a 90/10, la percentuale di alluminio indicata nel diagramma e infine la restante frazione è costituita da GAP. Come si può osservare dalla Figura 5, la temperatura di fiamma aumenta monotonicamente all'aumentare della percentuale di alluminio e allo stesso modo i condensati in gola. Tuttavia,

¹Le condizioni per il problema rocket sono: pressione di 64 bar e rapporto di espansione 16

Tabella 4: Performance del Propellente ADN/AN/GAP alluminizzato al variare della percentuale di Alluminio

Alluminio	17	18	19	20	21	25
I_{vac} [m/sec]	2955.1	2965.5	2973.7	2979.5	2983.1	2981.2
Condensati in gola	0.31788	0.33356	0.3501	0.37	0.3866	0.44681

Tabella 5: Performance del Propellente ADN/AN/GAP alluminizzato al variare della Pressione in Camera di Combustione

Pressione [MPa]	4	5	6	7	8	9
Temperatura in CC [K]	3390.31	3407.33	3420.77	3431.79	3441.09	3449.09
I_{vac} [m/sec]	2945.3	2946.8	2948	2949	2949.7	2950.4
Condensati in gola	0.33519	0.3354	0.33556	0.3357	0.33592	0.33593
r_b [mm/s]	8.51	9.97	11.35	12.66	13.92	15.13

si registra una saturazione della performance dell'impulso specifico e inoltre si può notare un decremento della stessa, all'aumentare della percentuale dell'alluminio presente. Questo è dovuto principalmente alla saturazione dei condensati in gola, in quanto se presenti in troppa quantità causano problemi in espansione.

Al fine di individuare la percentuale ottimale di alluminio da inserire nella miscela propellente, è stata conseguita un'analisi² più accurata in termini di step percentuali. In questo caso, il propellente analizzato è 60% in ossidante totale, rapporto ADN/AN (50/50), alluminio variabile e il restante GAP. I dati ottenuti sono riportati in Tabella 4. Al di sopra di 22% di alluminio si incontra la saturazione dell'effetto benefico dello stesso. La scelta finale per il progetto descritto è di inserire 18% di alluminio. Il motivo principale è quello di ottenere un ottimo I_{sp} e al contempo contenere la quantità di condensati in gola.

Pressione in Camera di Combustione

Il rapporto ADN/AN scelto è 50/50 in quanto la formulazione che fa uso di un rapporto 30/70 è poco performante. Poiché il rateo di combustione è un parametro fondamentale del progetto ed esso è dipendente dalla pressione in camera di combustione, come mostrato:

$$r_b = ap^n$$

²Le condizioni di pressione e rapporto di espansione sono le medesime del caso precedente

è stata fatta un'analisi con pressione in camera di combustione variabile. In base alla Figura 4, il range di pressione è stato posto tra i 4MPa e i 9MPa, per via della limitazione sul rateo di combustione per applicazioni spaziali. I dati ottenuti, attraverso il codice CEA, sono riportati in Tabella 5³. Si può osservare un lieve aumento dell' I_{vac} , condensati in gola e temperatura adiabatica di fiamma, all'aumentare della pressione. Tuttavia, è stato registrato un grande incremento del valore di r_b , il quale supera il limite consigliato per applicazioni spaziali alla condizione di 9MPa in camera di combustione. Per determinare correttamente la pressione da imporre come progetto, è necessario ultimare la formulazione della miscela propellente.

Variazione di O/F

All'inizio dell'analisi, il propellente solido è scelto con una percentuale totale di ossidante pari a 60%, questo in seguito ad un attento studio dei risultati riportati in [11]. Tuttavia, per sistemi solidi è importante che la miscela abbia la caratteristica di buona colabilità. Nel lanciatore Vega, la formulazione HTPB 1912 ha un carico solido di 76.7% [15], questo valore tiene conto della frazione percentuale di AP e di Al. Per il propellente sostitutivo finora trattato, si raggiunge un carico solido di 78% e al fine di

³Sperimentalmente, i valori di a ed n sono rispettivamente 3.18 e 0.71 [6]

mantenere una migliore colabilità, è necessario abbassare il contenuto totale di ossidante al 58%, invece di 60%. In Tabella 6 vengono mostrati i risultati ottenuti dall'analisi CEA⁴.

Tabella 6: Confronto di prestazione tra ADN/AN/GAP alluminizzato con 58% e 60% di ossidante totale

Ossidante %	58	60
Temp. in CC [K]	3345.4	3391.6
Pres. in CC [MPa]	6	6
Pres. all'efflusso [MPa]	0.474	0.484
I_{vac} [m/sec]	2961.6	2965.5

Confrontando i due diversi propellenti, si osserva che abbassando il quantitativo di ossidante totale, si registra una perdita di I_{vac} . Questa perdita di prestazione è tuttavia lieve, dunque è stato scelto di fissare la percentuale totale di ossidante al 58%, per i motivi illustrati precedentemente.

Nitrato di Potassio

La criticità legata al cambio di fase di AN è stata discussa già in precedenza. Sperimentalmente, è stata trovata una soluzione per introduzione di due sostanze: KNO_3 , ossia nitrato di potassio, e melamina, un composto chimico organico [20]. Con l'aggiunta di 5% di PN e 20% di melamina, sul totale di AN, si raggiunge completamente la stabilizzazione di fase. Inoltre, viene mostrato che aumentando la frazione di PN aggiunto a 10, 20 e 30%, la transizione di fase dalla IV alla III viene del tutto eliminata. Infine, attraverso altre prove sperimentali, è stata ottenuta una soluzione che non fa uso di melamina additiva. In quel caso, è sufficiente introdurre una frazione di PN superiore a 10% per eliminare del tutto la transizione di fase [20]. In seguito a questi risultati, per la miscela propellente è stata scelta una frazione aggiuntiva di PN di 10% sul totale di AN. Poiché il propellente finora mostrato è composto da 58% di ossidante totale e rapporto ADN/AN pari a 50/50, la frazione massica di AN sull'intero

propellente è di 29%. Di conseguenza, il quantitativo di PN da introdurre è 2.9%, cosicché AN diventi 26.1% sul totale del propellente e la somma dei due risulta essere comunque 29%. In Tabella 7 viene mostrato l'effetto dell'introduzione⁵ di PN all'interno della formulazione.

Tabella 7: Confronto di prestazione tra ADN/AN/GAP alluminizzato con e senza aggiunta di KNO_3

KNO_3	✗	✓
Temp. in CC [K]	3345.4	3345.5
Pres. in CC [MPa]	6	6
Pres. all'efflusso [MPa]	0.474	0.476
I_{vac} [m/sec]	2961.6	2936.4

Dai valori riportati in Tabella 7 si osserva un calo di impulso specifico con l'aggiunta dello stabilizzante. Ciononostante, si tratta di una perdita abbastanza piccola se si ragiona in termini di secondi, per cui la differenza risulta essere di circa 2.6 sec. L'introduzione di PN è fondamentale affinché il propellente non incorra in criticità durante lo stoccaggio, dunque il calo di prestazione è un compromesso ben giustificato.

Formulazione Finale del Propellente

Nelle sottosezioni precedenti, è stata definita completamente la composizione del propellente, con i valori delle frazioni percentuali riportate in Tabella 8.

Tabella 8: Composizione della Miscela Propellente progettata

ADN	AN	KNO_3	GAP	Al
29%	26.1%	2.9%	24%	18%

I due parametri non ancora progettati sono la pressione in camera di combustione e il rapporto di espansione ϵ . Per quanto riguarda la definizione della pressione, è di notevole importanza anche la progettazione del profilo di spinta. Come verrà mostrato nella sezione successiva

⁴Per il problema rocket si sono considerati un $\epsilon = 16$ e percentuale di Al pari a 18%

⁵Per il problema rocket si sono considerati un $\epsilon = 16$ e percentuale di Al pari a 18%

Tabella 9: Performance di ADN/PSAN/GAP Alluminizzato nell'intorno di 4MPa

Pressione in CC [MPa]	4	4.1	4.2	4.3
Temperatura in CC [K]	3318.8	3320.5	3322.1	3328.6
I_{vac} [m/sec]	2934.3	2934.4	2934.6	2935.5
Pressione all'efflusso [MPa]	0.3186	0.3265	0.3343	0.3423
r_b [mm/sec]	8.51	8.66	8.81	8.96

Tabella 10: Performance di ADN/PSAN/GAP Alluminizzato con Rapporto di Espansione Variabile

Rapporto ϵ	10	11	12	13	14	15	16
Quota di OE [m]	3741	4709	5570	6342	7042	7681	8268
I_{vac} [m/sec]	2832.6	2854.7	2874.4	2891.9	2907.8	2922.2	2935.5

dedicata al dimensionamento del grano propellente, al fine di ottenere un profilo di spinta all'incirca assimilabile a quello del P80, è stato scelto un grano con geometria a stella. Un parametro da verificare, durante il dimensionamento del grano a stella, è la web fraction [24]:

$$w_f = \frac{2 r_b t_b}{D_e}$$

Esso è dipendente dal valore di r_b , dunque di conseguenza, dipende anche dalla pressione in camera di combustione. Il valore di web fraction per garantire il dimensionamento corretto del grano, è fissato in un range tra 0.3 e 0.6 [22]. Avendo imposto il tempo di combustione del sistema al valore di $t_b = 100\text{sec}$, molto simile al valore del P80 originale, e il diametro esterno al valore del case originale, il range di r_b ammissibili viene ristretto di molto. In particolare, per stare all'interno del range ammissibile di web fraction, il limite superiore di r_b corrisponde a circa 9 mm/sec. Dai valori di r_b riportati in Tabella 5, si deduce che l'intervallo di pressioni accettabili è quello sviluppato nell'intorno di 4MPa. Per determinare il valore ottimale nell'intervallo di pressione è stata svolta un'analisi con il codice CEA per diversi valori con step di 1 bar.

È evidente, dalla Tabella 9 che l'impulso specifico aumenta all'aumentare della pressione, anche se di poco, infatti, viene scelta una pressione definitiva di 43 bar. Si osserva, tuttavia, che queste condizioni corrispondono al limite superiore

del range di valori ammissibili per il soddisfacimento del vincolo sulla web fraction. Per quanto riguarda il rapporto di espansione, in tutte le analisi fatte con il NASA CEA è sempre stato considerato un rapporto di espansione $\epsilon = 16$, medesimo valore del modello originale. Fissando la pressione in camera di combustione al valore di 4.3 MPa, si ottiene una pressione all'efflusso corrispondente a 0.3423MPa. Poiché quest'ultimo è stato ottenuto tramite il codice CEA, la pressione riportata coincide con la pressione ambiente esterna, in quanto i valori stampati in output dal codice sono quelli riferiti alla quota di espansione ottima. Dunque, attraverso il modello dell'ISA per l'atmosfera, riportati qui:

$$T = T_0 \exp\left(\frac{-R\lambda_{atm}}{g} \log\left(\frac{p}{p_0}\right)\right)$$

$$z = \frac{T - T_0}{\lambda}$$

è stato possibile ottenere la quota di espansione ottima del sistema progettato. Il valore ottenuto è $h_{OE} = 8268\text{m}$, il quale se comparato alla quota di espansione ottima del P80 originale, è estremamente maggiore. Per stimare la quota di espansione ottima del P80 sono stati considerati i seguenti dati:

- HTPB 1912;
- Pressione in CC di 64bar;
- Rapporto di espansione di 16;
- Modello ISA per l'atmosfera.

Si ottiene una quota di circa 5100m, ben inferiore al valore ottenuto riportato sopra. Con

l'obiettivo di ottenere una quota di espansione ottima abbastanza simile a quella dell'originale P80, è stato necessario modificare il rapporto di espansione. L'analisi svolta al CEA è stata conseguita con la formulazione finora discussa e con rapporto di espansione variabile da 10 a 16. Gli output di maggior interesse sono riportati in Tabella 10. All'aumentare del rapporto di espansione, le performance in termini di impulso specifico aumentano notevolmente, tuttavia la quota di OE aumenta più rapidamente. Si osserva che per $\epsilon = 12$ il valore di quota è leggermente superiore a quello del P80, mantenendo comunque un buon livello di prestazioni. È stato scelto, dunque, un rapporto di espansione di 12 per abbassare la quota di espansione ottima, al prezzo di perdere in performance.

3 Grano Propellente

Nelle sezioni precedenti è stata completamente dimensionata la composizione della miscela propellente e sono state definite le condizioni in camera di combustione. Per il progetto del grano propellente, è stato imposto fin da subito che il riprogetto del P80 debba avere un profilo di spinta assimilabile a quello dell'originale. In Figura 6 viene mostrato l'andamento della spinta nel vuoto durante tutto il periodo di combustione.

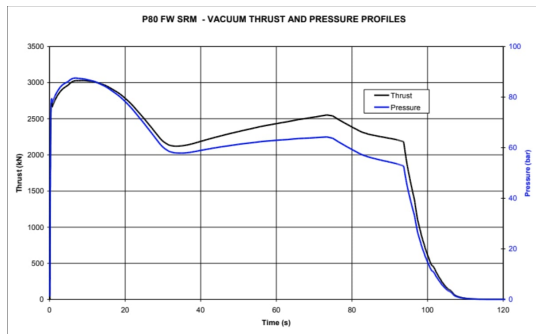


Figura 6: Profili di Spinta nel vuoto e Pressione durante il tempo di missione del P80 originale [25]

È stata adottata una procedura iterativa, per la quale sono state considerate alcune geometrie comuni per i sistemi solidi, con lo scopo di identificare la combinazione che meglio approssima il profilo di spinta voluto. I dati a disposizione

per l'analisi della geometria del grano sono riportati in Tabella 11. Essi sono stati ottenuti direttamente dal codice CEA oppure attraverso alcuni passaggi di calcolo, ma sempre partendo dai risultati ricavati con il codice.

Tabella 11: Dati disponibili per il dimensionamento del Grano Propellente

ρ [kg/m ³]	1833
r_b [mm/sec]	8.96
Pres. in CC [MPa]	4.3
A_t [m ²]	0.355
t_b [sec]	100
I_{sp} [m/sec]	276.6

Per quanto riguarda la densità, il valore riportato è stato ottenuto con una media pesata delle densità dei singoli costituenti, mostrati precedentemente. Per la sezione di gola è stata utilizzata la seguente formula:

$$A_t = \frac{T_{ave}}{P_c c_{tre}}$$

dove $T_{ave} = 2500\text{kN}$ è la spinta media integrale ottenuta dalla Figura 6 e c_{tre} è il valore del coefficiente di spinta reale, in seguito a perdite prestazionali introdotte attraverso un "rendimento" $\eta_{Isp} = 0.98$. Il coefficiente c_{tid} è ottenuto tramite la formula:

$$c_{tid} = \Gamma \sqrt{2 \frac{\gamma}{\gamma - 1} \left(1 - \frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

L'efficienza in camera di combustione è calcolato come:

$$c^* = \frac{\sqrt{\frac{T_c}{M_{m_{media}} R_u}}}{\Gamma}$$

Dove la funzione di Vandekerckhove è ottenuta tramite:

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

Infine l'impulso specifico indicato è stato calcolato come:

$$I_{sp} = \frac{c^* c_{tre}}{g_0}$$

3.1 Analisi della Geometria

La prima iterazione è stata fatta a partire da un grano a sigaretta, il quale è caratterizzato da una combustione neutra [22]. La superficie di combustione di questo grano è dato da:

$$A_b = \frac{T_{ave}}{\rho g_0 r_b I_{sp}} = 56.098 \text{m}^2$$

Dalla superficie di combustione si può ricavare il diametro del grano propellente, come:

$$D_b = \sqrt{\frac{4 A_b}{\pi}} = 8.35 \text{m}$$

Questo valore è notevolmente superiore al diametro esterno del case e poiché non viene rispettato il vincolo geometrico del case, il grano a sigaretta non può essere applicato. Inoltre, un grano semplice di questo tipo non rappresenta bene il profilo completo, infatti esso può replicare correttamente solo la spinta media del modello originale.

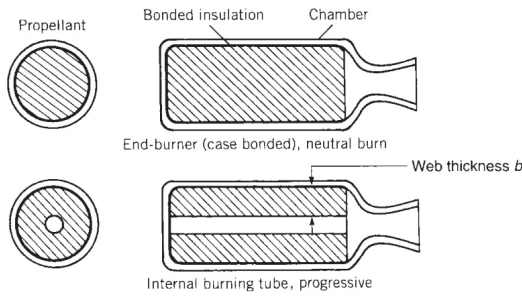


Figura 7: Esempi Comuni di Geometrie per Grani Propellenti [22]

La seconda iterazione considera un grano a singola perforazione. A differenza del precedente, questo è caratterizzato da una combustione progressiva, in quanto la superficie di combustione aumenta con il progredire del tempo. Lo spessore del grano è dato da:

$$b = r_b t_b = 0.896 \text{m}$$

Per cui si ottiene il diametro del porto centrale come:

$$D_p = D_e - 2b - 2th_{lin} = 1.208 \text{m}$$

Ipotizzando una lunghezza L tale da ottenere il livello di spinta desiderato, si possono calcolare l'area iniziale e finale di combustione:

$$A_{b_i} = \pi D_p L$$

$$A_{b_f} = \pi D_e L$$

Con questa geometria è possibile approssimare bene la spinta dopo circa 30 sec, tuttavia non è in grado di replicare correttamente la parte iniziale, dove c'è un primo abbassamento della spinta.

L'ultima iterazione prevede la possibilità di utilizzare un grano a stella per raggiungere l'obiettivo prefissato. Questo tipo di geometria, rispetto al grano precedentemente trattato, permette di avere un'area di combustione iniziale molto più alta grazie alla presenza dei denti interni. Preliminarmente, la variazione di area di combustione da iniziale a finale è stata considerata lineare. In particolare, i calcoli svolti, a valle della fase preliminare, sono basati sul modello ad elementi finiti che considera la variazione della superficie di combustione ad intervalli discreti di tempo.

Data la forma particolare del profilo di spinta, riportato in Figura 6, è stato considerato un grano composto da due grani a stella sovrapposti: il primo a combustione progressiva e il secondo neutra. I due grani sono sottoposti a combustione per tempi differenti, in modo da riprodurre correttamente il profilo dell'originale. Non tenendo conto, inizialmente, degli sliver e facendo variare i parametri liberi della stella, è stato ottenuto una prima riproduzione del profilo di spinta, come mostrato in Figura 8.

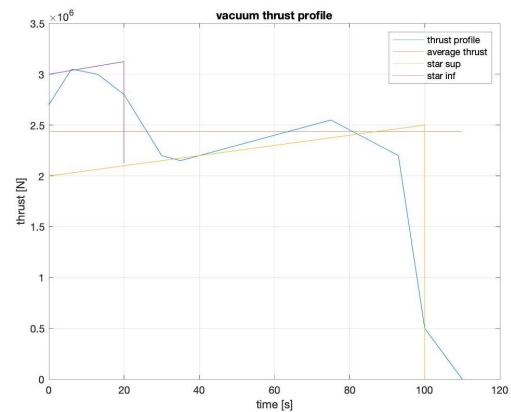


Figura 8: Profilo di Spinta ottenuto da calcoli preliminari

La geometria della stella può essere variata, affinché il profilo di spinta sia più o meno sovrapponibile a quello dell'originale. È stata considerata una prima approssimazione geometrica,

$$p_{int} = 2N \sqrt{h^2 + \left(\frac{D_p \pi}{2N}\right)^2}$$

Facendo variare il numero di denti e l'altezza del singolo dente, sono stati ottenuti i risultati finali dei due grani: per la stella superiore 22 denti e 15cm di altezza, mentre per la stella inferiore 22 denti e 16cm di altezza. Nelle Figura 9 e Figura 10 viene riportata l'analisi discreta della variazione di area dei due grani durante tutto il tempo di combustione.

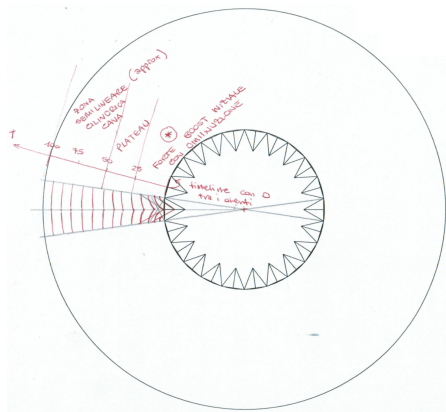


Figura 9: Sezione della parte superiore del Gra-
no

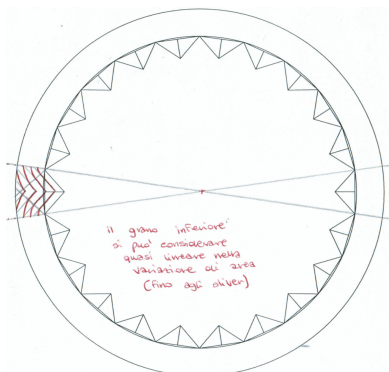


Figura 10: Sezione della parte inferiore del Gra-
no

fatta, di conseguenza sono stati utilizzati i dati provenienti dall'analisi a elementi finiti, in modo da ottenere risultati più precisi. Nella stella inferiore, invece, si nota come la validità dell'approssimazione, senza considerare gli sliver, sia adeguata. Definita la geometria interna dei due grani, sono stati determinati numericamente i due profili di spinta, riportati in Figura 11.

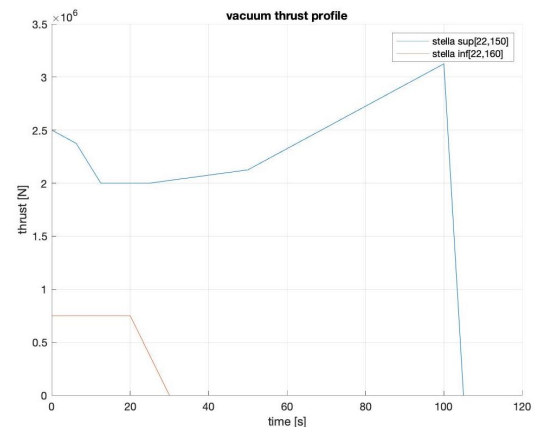


Figura 11: Singoli Profili di Spinta dei due Grani

Attraverso la combinazione dei due profili di spinta, è stato possibile determinare il profilo di spinta globale, il quale, come raffigurato in Figura 12, replica bene l'andamento dell'originale.



Figura 12: Profilo di Spinta globale sovrapposto a quello dell'originale P80

Infine è stata calcolata la lunghezza del grano complessivo affinché si garantisse la spinta media integrale imposta in progetto. In Tabella 12 sono riportati i risultati ottenuti, con parametri strutturali e di combustione.

Tabella 12: Caratteristiche del Grano Propellente

Superiore	
Lunghezza grano[m]	7.490
Numero di denti	22
Altezza denti [m]	0.15
Parametro di Klemmung	158.02
Volume [m ³]	43.94
Inferiore	
Lunghezza grano[m]	1.798
Numero di denti	22
Altezza denti [m]	0.16
Parametro di Klemmung	47.41
Volume [m ³]	2.83
Globale	
Massa del propellente [kg]	85736
Lunghezza [m]	9.288
Volume [m ³]	47.77

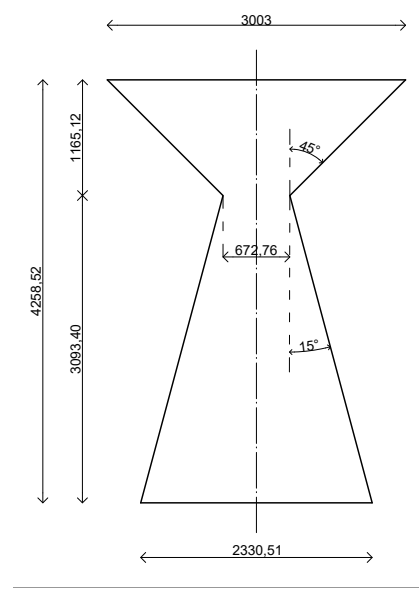


Figura 13: Sezione quotata dell'Ugello a Tronco Conico

4 Ugello di Efflusso

Il dimensionamento dell'ugello di efflusso è basato sul modello originale. Poiché il rapporto di espansione $\frac{A_e}{A_t}$ è differente nei due casi, allora anche le dimensioni dell'ugello stesso saranno variate.

4.1 Ugello a Tronco Conico

I dati per il riprogetto sono riportati in Tabella 13.

Tabella 13: Dati per il Dimensionamento dell'Ugello

P_c [MPa]	4.3
$c_{t,e}$	1.636
D_t [mm]	672.76
ϵ	12
T_{ave} [kN]	2500
A_t [m ²]	0.355
A_e [m ²]	4.266

Per la sezione divergente si ipotizza un angolo $\alpha_{div} = 15^\circ$, da cui si ottiene una lunghezza del divergente, come:

$$L_{div} = \frac{D_{e_{div}} - D_t}{2 \tan(\alpha_{div})} = 3.093m$$

Per la sezione convergente si ipotizza un angolo $\alpha_{conv} = 45^\circ$. Attraverso la seguente formula è possibile calcolare la lunghezza della sezione convergente:

$$L_{conv} = \frac{D_e - D_t}{2 \tan(\alpha_{conv})} = 1.165m$$

La lunghezza totale dell'ugello modellato come tronco conico risulta essere $L = 4.286$ m. In Figura 13 viene riportata la sezione longitudinale dell'ugello, modellato con CAD.

4.2 Ugello a Campana con Approccio di Rao

Questo tipo di ugello è quello più comunemente utilizzato per applicazioni spaziali. Esso garantisce una riduzione di ingombro, fattore molto importante durante la progettazione di un lanciatore. Con l'approccio di Rao, si devono definire alcuni parametri:

- θ_e : angolo di fine parabola;
- θ_i : angolo di inizio parabola;
- turn back angle: differenza dei due di sopra;
- λ : fattore di correzione per ugelli a tronco conico o a campana

L'ugello viene modellato con un'approssimazione, cioè viene considerata una parabola invece

di una vera e propria campana [22]. Attraverso i dati sperimentali indicati in Figura 14 e Figura 15 si possono ricavare i valori dei parametri definiti di sopra.

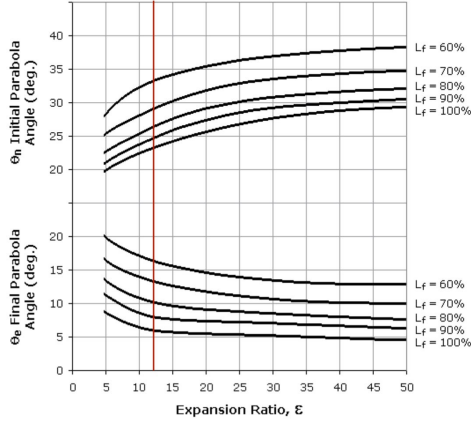


Figura 14: Diagramma Sperimentale degli Angoli di Inflessione al variare di ϵ [26]

Dalla Figura 14 si possono scegliere diverse percentuali di lunghezza per la campana, tuttavia solo un ristretto range è ammissibile. Per SRM che fanno uso di alluminio, o in generale che hanno forte presenza di particelle solide all'efflusso, è necessario avere l'angolo di inflessione iniziale abbastanza basso. Il valore tipico per applicazioni moderne è θ_i compreso tra 20° e 26° , inoltre il valore ideale per θ_e , affinché si abbiano minime perdite per via delle onde d'urto oblique, è compreso tra 10° e 12° [22].

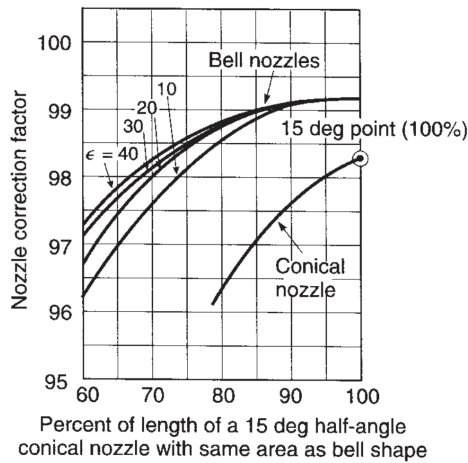


Figura 15: Diagrammi Sperimentali del Fattore λ al variare della percentuale di Lunghezza rispetto al Tronco Conico[22]

Poiché il valore del rapporto di espansione è di 12, la scelta della percentuale di lunghezza ricade su 80% del tronco conico. Ottenuto questo valore, è possibile ricavare il fattore di correzione per l'ugello, attraverso il diagramma in Figura 15. Con $\epsilon = 12$ e 80% di lunghezza, si ottiene un λ di circa 0.986. Partendo dai valori mostrati precedentemente sono stati calcolati i raggi fondamentali al dimensionamento dell'ugello:

$$R_t = \frac{D_t}{2}$$

$$R_{r1t} = R_t / 1.5$$

$$R_{r2t} = 0.382 R_t$$

In Figura 16 viene mostrata la sezione longitudinale dell'ugello a campana modellato e quotato tramite CAD.

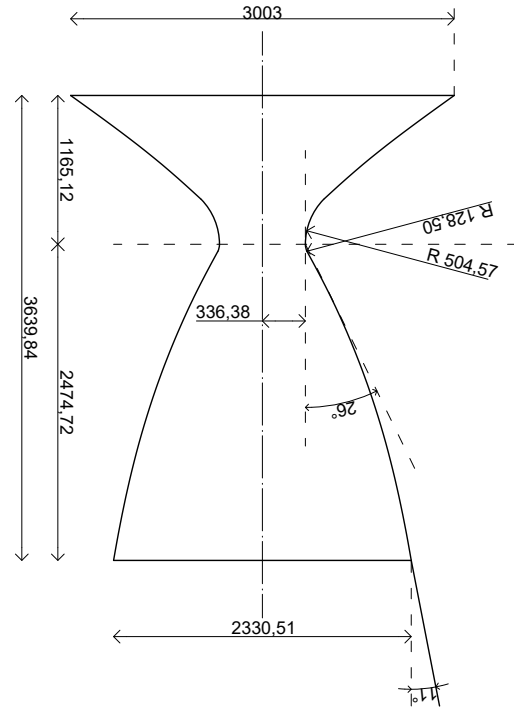


Figura 16: Sezione quotata dell'Ugello a Campana

5 Massa del Sistema

5.1 Case

Il case del P80 è costituito da fibre di carbonio e matrice epossidica, realizzato attraverso

la tecnica di filament winding. Come precedentemente indicato, per il riprogetto sono state mantenute le caratteristiche geometriche del case. Per il materiale è stato scelto un CFRP con fibra T300 e matrice N5208, con densità stimata di 1760 kg/m³. Con l'obiettivo di ricavare la massa del case, sono state utilizzate le formule di Mariotte, valide per un contenitore cilindrico infinitamente lungo in cui si considerano gli sforzi di taglio nulli. I dati di riferimento sono riportati in Tabella 14

Tabella 14: Dati per il Calcolo della Massa del Case

Parametri	Valori
Raggio del case [m]	3
Lunghezza del case [m]	9.27
Densità [kg/m ³]	1760
Coeff. di sicurezza	1.5
σ_{tan}^Y [MPa]	1500
σ_{norm}^Y [MPa]	40

Con un approccio macromeccanico, non si distinguono le caratteristiche della fase fibra e fase matrice, dunque gli sforzi limite di snervamento⁶ riportati in Tabella 14 sono riferiti al materiale composito globale. Per utilizzare correttamente le formule di Mariotte è stato necessario prima trasformare gli sforzi di snervamento nel riferimento longitudinale-circonferenziale. Sapendo che:

$$\begin{aligned}\sigma_L^Y &= \sigma_{tan}^Y \sin(\alpha) + \sigma_{norm}^Y \cos(\alpha) \\ \sigma_C^Y &= \sigma_{tan}^Y \cos(\alpha) - \sigma_{norm}^Y \sin(\alpha)\end{aligned}$$

e sapendo che per Mariotte $\sigma_L = 2 \sigma_C$, è possibile ottenere gli sforzi nel riferimento desiderato. Si introduce il criterio di massimo sforzo, per cui:

$$\begin{aligned}\sigma_L^Y &= \frac{p R}{th} < \sigma_L^Y \\ \sigma_C^Y &= \frac{p R}{th} < \sigma_C^Y\end{aligned}$$

si ottengono i valori minimi ammissibili, considerato anche il fattore di sicurezza, di th_L e di th_C , come:

$$th_{L_{min}} = \frac{p R k}{\sigma_L^Y}$$

⁶Dati forniti dal Prof. G. Sala

$$th_{C_{min}} = \frac{p R k}{\sigma_C^Y}$$

Tra i due è stato scelto il maggiore, di modo da soddisfare entrambi i vincoli, cioè $th = 15.2\text{mm}$. Dunque, avendo ottenuto lo spessore del case, la massa del case è ottenuta attraverso:

$$A = 2 \pi th R$$

$$V = A L$$

$$m = \rho V = 4685.3\text{kg}$$

5.2 Ugello

Per quanto riguarda l'ugello, non è stato compiuta un'accurata analisi sullo spessore di esso e di conseguenza la massa risulta essere ignota. Per via della differenza in dimensioni e caratteristiche, rispetto a quello dell'originale, non è stato possibile stimare la massa, attraverso dei paragoni con l'originale. Una prestazione non ancora trattata nel report è il TWR, ossia il Thrust to Weight Ratio. Avendo a disposizione le caratteristiche del P80, è stato stimato un valore di TWR = 2.59, con una massa totale di 95.8 tonnellate. Per il sistema riprogettato, con massa del propellente pari a 85.7 tonnellate e 4.7 tonnellate di case, per ottenere un TWR uguale a quello del P80, la massa dell'ugello dovrebbe essere di circa 8.2 tonnellate. Poiché, la massa dell'ugello del P80 è di 2249 kg [25], con dimensioni non notevolmente inferiori a quello dimensionato nella sezione precedente, è presumibile che la massa dell'ugello riprogettato non si discosti di molto dall'originale. Ipotizzando una massa pari al doppio di quella dell'ugello del P80, si otterrebbe un TWR pari a 2.69.

6 Conclusioni

6.1 Discussione dei Risultati

Il sistema riprogettato è composto da una nuova formulazione propellente non tossica, ADN/PSAN/GAP/Al, un ugello e un case ridimensionati e un grano propellente originale. Le proprietà del sistema sono riportate in Tabella 15, dove si confrontano con quelle del P80 originale. È stata ottenuta una formulazione che permette di avvicinarsi molto alle prestazioni

Tabella 15: Proprietà del Sistema Riprogettato e del P80

Parametri	Non-Toxic P80	Original P80
I_{sp} [m/s]	276.6	279.5
TWR	2.69*	2.59
Densità [kg/m ³]	1833	1810
Massa del propellente [kg]	85736	88385
Massa del case [kg]	4685	7408
Massa dell'ugello [kg]	4500*	2249
Raggio case [m]	3	3
Lunghezza case [m]	9.27	n.a.
Lunghezza ugello [m]	3.64	2.47
Lunghezza complessiva [m]	12.91	10.56
Rapporto di espansione	12	16
Diametro di gola [mm]	673	496
Diametro di efflusso [mm]	2330	1984

*Il valore della massa dell'ugello è stato stimato pari al doppio dell'originale

del sistema originale, con anche un profilo di spinta molto simile. Inoltre, utilizzando un materiale leggero è possibile ottenere un ugello di massa contenuta e di conseguenza raggiungere un TWR superiore a quello del P80.

6.2 Conclusione

Dal punto di vista teorico, i risultati mostrati e utilizzati nei calcoli nel presente report sono molto promettenti, in quanto si raggiungono livelli di performance paragonabili a quelli del P80. Tuttavia, è necessario denotare che le analisi condotte con il codice CEA hanno le proprie ipotesi semplificative, le quali sovrastimano lievemente le prestazioni. Inoltre, per quanto riguarda il design del grano e dell'ugello sono state introdotte ulteriori ipotesi affinché i problemi risultassero di più semplice approccio. Comunque, nonostante il riprogetto sia stato condotto con queste considerazioni, dal confronto in Tabella 15 si può osservare la potenzialità di questo propellente. Esso è un ottimo candidato per la creazione di nuovi sistemi green per l'accesso allo spazio e come mostrato nei report del Progetto GRAIL, in futuro potrà sostituire gli attuali propellenti solidi in uso.

Bibliografia

- [1] Ek, S., Stenmark, H., Skifs, H., Skarstind, M., Johansson, J. and Wingborg, N., “ADN: Production, Properties and Future Perspectives”, *Space Propulsion*, 2016.
- [2] Kumar, P., “Advances in phase stabilization techniques of AN using KDN and other chemical compounds for preparing green oxidizers” *Defence Technology*, Vol. 15, Issue 6, 2019.
- [3] Kumar, P., “An overview on properties, thermal decomposition, and combustion behavior of ADN and ADN based solid propellants”, *Defence Technology*, Vol. 14, Issue 6, 2018.
- [4] Tagliabue, C., Weiser, V. and Gettwert, V., “Burning Behavior of Aluminized ADN/PSAN Propellants”, *EUCASS*, 2017.
- [5] Tagliabue, C., “Burning Behavior of ADN/AN Based Solid Rocket Propellants”, Master of Science Thesis, 2015.
- [6] Tagliabue, C., Weiser, V., Imiolek, A., A. Bohn, M., Heintz, T. and Gettwert, V., “Burning Behavior of AN/ADN Propellants”, *47th International Annual Conference of ICT*, 2016.
- [7] Sécordel, X., Daigurande, D., Beauchet, R., Batonneau, Y., Kappenstein, C. and Wingborg, N., “Calculated and experimental binary phase diagrams for ADN and AN based solid propellants – H2020 GRail project”, *EUCASS*, 2015.
- [8] Weiser, V., Franzin, A., DeLuca, L., Fischer, S., Gettwert, V., Kelzenberg, S., Knapp, S., Raab, A., Roth, E. and Eisenreich, N., “Combustion Behavior of Aluminum Particles in ADN/GAP Composite Propellants”, 2017.
- [9] Pontius, H., Aniol, J. and A. Bohn, M., “Compatibility of ADN with Components used in Formulations”, *35th International Annual Conference of ICT*, 2004.
- [10] Wingborg, N., Skarstind, M., Sjöblom, M., Lindborg, A., Brantlind, M., Johansson, J., Ek, S., Liljedahl, M. and Kjellberg, J., “GRail: Green Solid Propellants for Launchers”, *EUCASS*, 2015.
- [11] Gettwert, V., Tagliabue, C., Weiser, V. and Imiolek, A., “Green Advanced High Energy Propellants for Launchers (GRail) - First results on the Burning Behavior of AN/ADN Propellants”, *EUCASS*, 2015.
- [12] Aggarwal, R., Patel, I. and Sharma, P., “Green Propellant: A Study”, *International Journal of Latest Trends in Engineering and Technology*, Vol. 6, 2015.
- [13] da Silva, G., C. Rufino, S. and Iha, K., “Green Propellants: Oxidizers”, *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 5, Issue 2, 2013.
- [14] Larsson, A. and Wingborg, N., “Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (ADN)”, *Advances in Spacecraft Technologies*, 2011.
- [15] Wingborg, N. and M. Calabro, “Green solid propellants for launchers”, *47th International Annual Conference of ICT*, 2016.
- [16] Wingborg, N. and M. Calabro, “Green solid propellants for launchers”, *Space Propulsion*, 2016.
- [17] DeLuca, L., Palmucci, I., Franzin, A., Weiser, V., Gettwert, V., Wingborg, N. and Sjöblom, M., “New Energetic Ingredients

- for Solid Rocket Propulsion”, *Journal of Solid Rocket Technology*, Vol. 39, 2016.
- [18] Porter, S. C., “Optimization of an Ammonium Nitrate Based Solid Rocket Propellant”, Bachelor of Science, 2015
 - [19] “P80 (stadio Vega)”, *Wikipedia*, Wikimedia Foundation, 30 Maggio 2020, [https://it.wikipedia.org/wiki/P80_\(stadio_Vega\)](https://it.wikipedia.org/wiki/P80_(stadio_Vega))
 - [20] Vyazanova, I. A., Taranushich, V. A., Maiz, L., Chernyshev, V. M. and Bogdanova, V. A. , “Phase Stabilization of Ammonium Nitrate by Double Addition of Potassium Nitrate and Melamine”, *Russian Journal of Applied Chemistry*, Vol. 90, Issue 9, 2017.
 - [21] Trache, D., Klapötke, T. M., Maiz, L., Abd-Elghany, M. and DeLuca, L. T. , “Recent advances in new oxidizers for solid rocket propulsion”, *Green Chemistry*, Vol. 19, Issue 20, 2017.
 - [22] Sutton, G. P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 9th Ed., 2017.
 - [23] Paravan, C., *Slides di Propulsione Aerospaziale*, 2020.
 - [24] “Solid Rocket Motor Theory – Propellant Grain”, *Richard Nakka’s Experimental Rocketry Web Site*, 05 Luglio 2001, https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html
 - [25] Bianchi, S., *The Launchers and the Vega programme and the launcher subsystems*, 2005.
 - [26] “Rocket Propulsion”, *Rocket And Space Technology*, 2012, Visitato 10 Agosto 2021, <http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>